В. П. ДЕМИДОВ, Н. Ш. КУТЫЕВ

УПРАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ

Второе издание, переработанное и дополненное

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1989

ББК 68.9
Д30
УДК 621.396.934

Рецензент д-р техн. наук, проф. Ю. И. Любимов

Редактор *Ю. И. Планкин*

Демидов В. П., Кутыев Н. Ш.

Д30 Управление зенитными ракетами. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Воениздат, 1989. — 335 с.: ил.

ISBN 5—203—00179—0

Излагаются основы управления зенитными ракетами (ЗУР). Основное внимание уделяется методам наведения и их приборной реализации, рассмотрению устройств получения и обработки информации о движении целей и ракет, формирования и передачи команд управления с использованием ЭВМ. 1-е издание вышло в 1978 г. под заглавием: Аппаратура управления полетом ЗУР.

Рассчитана на офицеров, преподавателей, слушателей и курсантов вузов, а также лиц, интересующихся системами управления летательными аппаратами.

Д $\frac{1304040300-087}{068(02)-89}$ 74—88 ББК 68.9

ISBN 5—203—00179—0

Светлой памяти академика Александра Андреевича РАСПЛЕТИНА, одного из основоположников новой области науки и техники — радиотехнических систем управления, посвящается

ПРЕДИСЛОВИЕ

В отечественной и зарубежной литературе, посвященной вопросам управления летательными аппаратами, большое место отведено аспектам теоретического плана, тогда как схемные варианты аппаратуры и физические процессы в ней рассмотрены недостаточно полно. Причиной тому служат трудности в обобщении обширного круга вопросов.

Современные системы управления зенитными ракетами не имеют себе равных по новизне и сложности ни в одной области военной науки и техники. Читателю, изучившему теоретические предпосылки, раскрывающие принципы управления ЗУР и построения аппаратурных элементов систем управления ракетами, вполне доступна литература по авиационно-космической тематике.

Учитывая широкое применение в современных зарубежных ЗРК вычислительной техники, многофункциональных радиолокационных станций, позволяющих в условиях радиоэлектронного и огневого подавления решать обширный круг задач не только при управлении полетом зенитной ракеты, но и на этапах управления стартом и подрывом боевого заряда, авторы сочли необходимым в отличие от ранее изданной книги «Аппаратура управления полетом ЗУР» изменить название предлагаемой читателям книги и включить в нее новые разделы.

Для сохранения преемственности в книге использованы понятия, определения и обозначения, принятые в литературе по аэродинамике, радиолокации, АСУ и ЭВМ.

Содержание книги базируется на данных открытой отечественной и зарубежной литературы.

1. ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР

1.1. Этапы управления зенитной ракетой

Управление зенитной ракетой, обеспечивающее поражение цели, включает такие этапы, как управление стартом, управление полетом ракеты и управление подрывом боевого заряда (рис. 1.1). Своевременность и полнота решения задач на

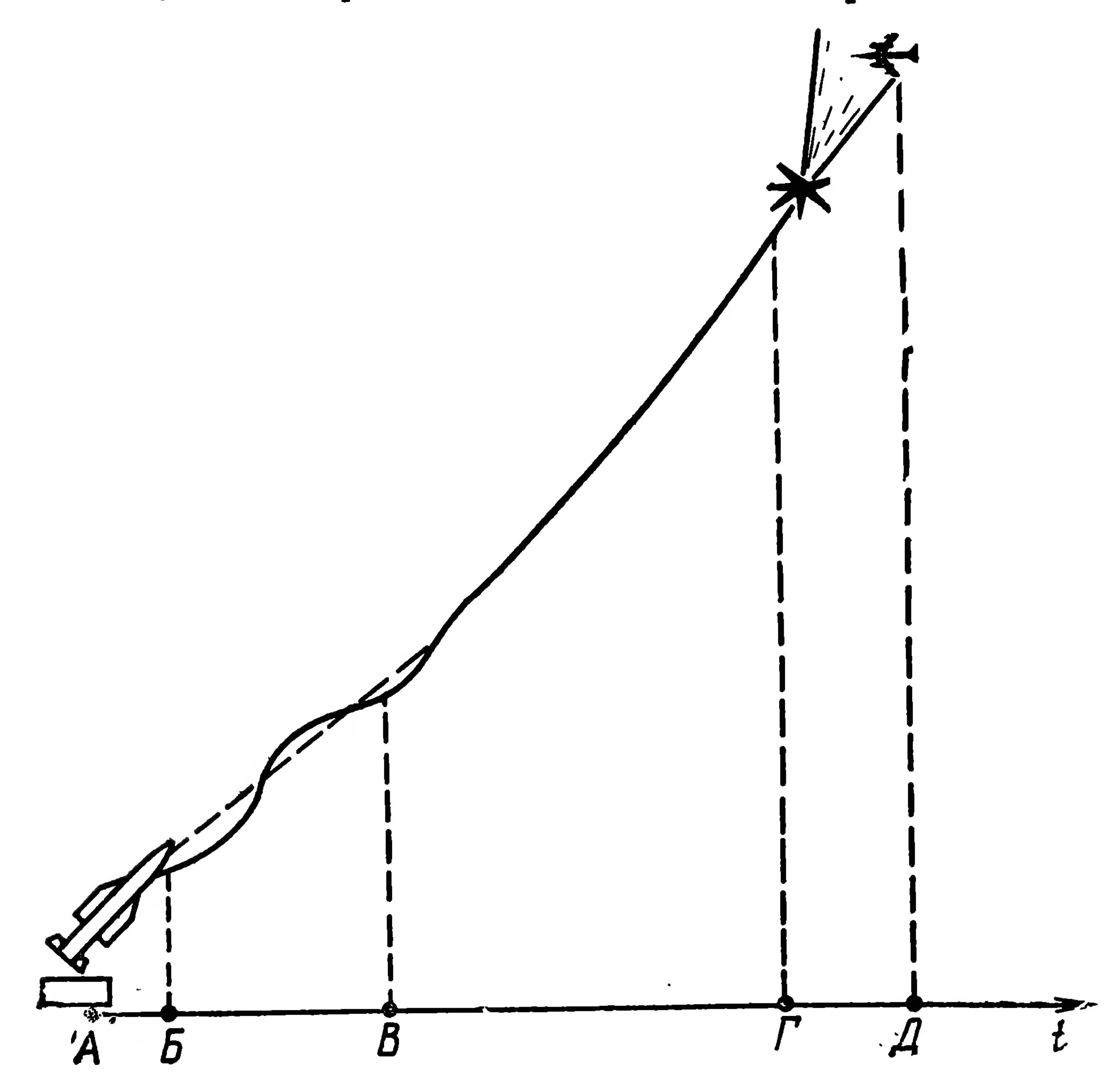


Рис. 1.1. Этапы управления зенитными ракетами:

АБ — управление стартом; БГ — управление полетом (БВ — вывод ракеты на требуемую траекторию; ВГ — наведение ракеты на цель); ГД — управление подрывом боевого заряда

каждом этапе управления предопределяют результат стрельбы по цели.

В зависимости от конструктивных особенностей аппаратуры зенитного ракетного комплекса (ЗРК), его назначения

и тактико-технических характеристик аппаратурное обеспечение этапов управления ЗУР может быть достаточно простым или, наоборот, сложным.

Так, в зарубежных образцах переносных ЗРК управление стартом включает только визуальный контроль готовности ракеты к старту и предварительное наведение ее системы сопровождения на цель, в ЗРК средней и большой дальности — проверку технической готовности наземных и бортовых систем к старту, снятие ступеней предохранения, управление линией старта и др.

На этапе управления полетом ракеты осуществляется вывод ее на требуемую траекторию и управление движением по этой траектории до встречи с целью.

Система управления вырабатывает команды управления органами изменения направления полета ракеты, в результате чего ракета движется по требуемой траектории.

В процессе наведения ракеты на цель противник может создавать различные противодействия, снижающие точность наведения или исключающие завершение этапа управления полетом ракеты. Для уменьшения влияния помех система управления (наведения) полетом ЗУР обычно содержит средства защиты или устройства адаптации к создавшимся условиям.

На этапе управления подрывом боевого заряда ракеты выбираются способ и момент подрыва заряда, управление направлением разлета поражающих элементов боевой части. Основной задачей, решаемой на этом этапе, является поражение цели с заданной вероятностью.

По данным зарубежной печати, этап управления стартом ракеты для разных типов ЗРК может занимать единицы — десятки секунд, этап управления полетом ракеты — от десятков секунд до нескольких минут. Управление подрывом боевого заряда происходит, как правило, в точке встречи ракеты с целью, для чего затрачиваются единицы — десятки секунд.

В ряде образцов зарубежных зенитных ракетных комплексов («Пэтриот», «Иджис» и др.) решение всех задач на рассмотренных этапах практически полностью автоматизировано, что сводит время реакции комплекса на появление воздушной цели к минимуму (несколько секунд).

1.2. Управление стартом

Управление стартом включает в себя подготовку ракеты к старту и ее старт в требуемый момент времени.

При подготовке ракеты к старту в общем случае проводится:

выбор пусковой установки, с которой должна стартовать ракета;

начальное прицеливание ракеты, установленной на пусковой установке;

приведение бортовых устройств ракеты в состояние, обеспечивающее ее старт и полет на неуправляемом участке траектории.

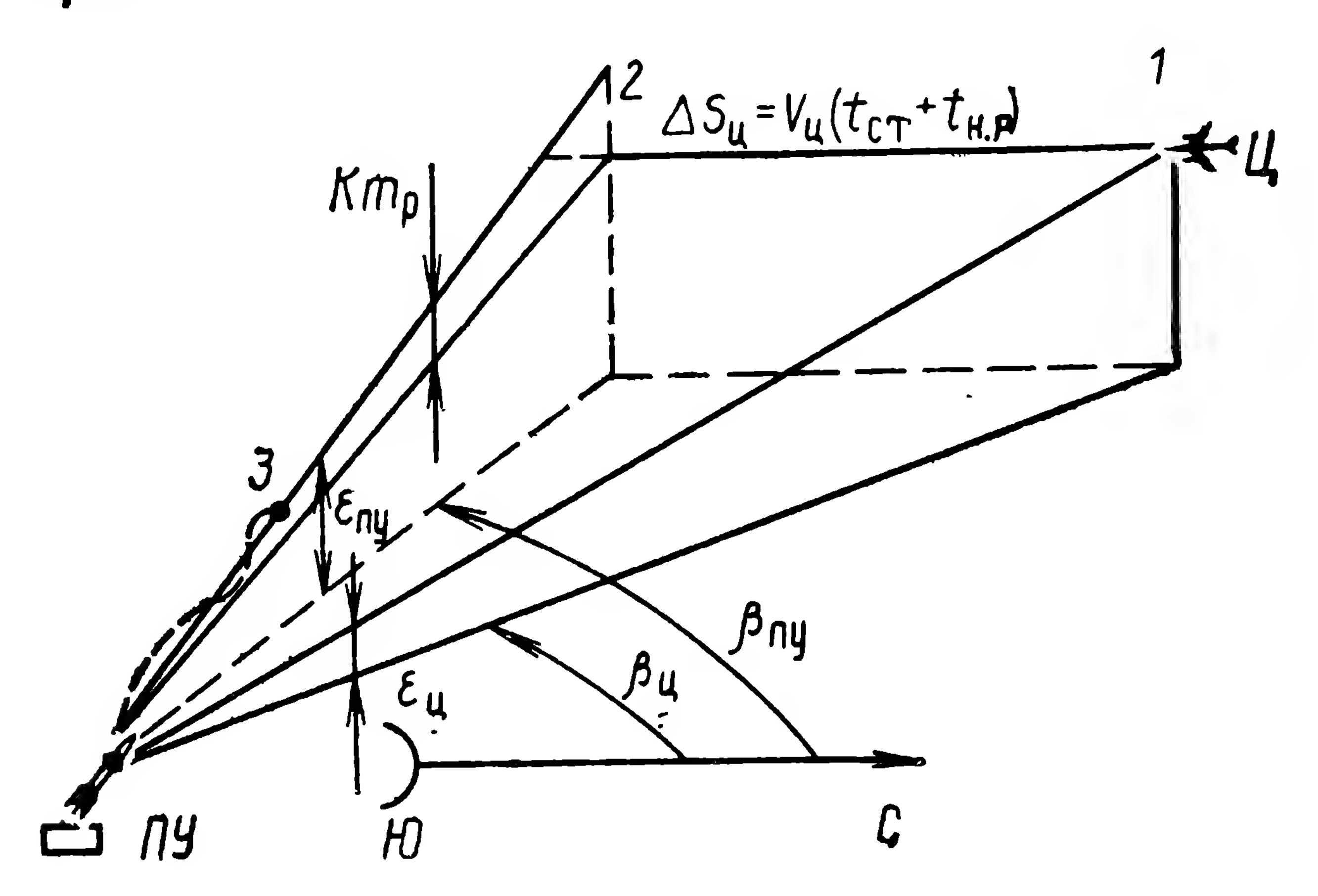


Рис. 1.2. Прицеливание ПУ:

1 — положение цели в момент пуска ракеты; *2* — направление линии старта ракеты; *3* — положение ракеты в момент начала управления

Выбор пусковой установки должен исключить возможность поражения элементов зенитного ракетного комплекса стартовавшей ракетой, особенно при малой высоте ее полета.

При наклонном старте для пусковых установок иногда предусматриваются зоны запрета пуска в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Поэтому в зависимости от направления полета воздушной цели относительно точки стояния комплекса старт ракет с некоторых пусковых установок может быть запрещен. Обычно эта задача решается автоматически путем блокирования кнопок пуска ракет.

Необходимость начального прицеливания ракетой обусловлена стремлением уменьшить время вывода ее на расчетную траекторию. Это время зависит от рассогласования направления линии старта ракеты и направления на цель в момент старта. Чем больше это рассогласование, тем больше время вывода ракеты на траекторию.

Сущность этой зависимости состоит в том, что за время старта ($t_{ст}$) и время неуправляемого полета ракеты ($t_{н\cdot р}$) цель пролетит некоторое расстояние $\Delta S_ц = V_ц(t_{ст} + t_{н\cdot р})$. При этом линия пункт управления — цель (линия визирования цели) займет новое положение в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Если не учесть это явление, то линия старта не будет совпадать с линией визирования цели в момент пуска ракеты (рис. 1.2).

Для устранения этого рассогласования вводится некоторое упреждение в направление линии старта путем доворота пусковой установки (ПУ) по азимуту и углу места. В результате азимут и угол места ПУ будут равны:

$$\left.\begin{aligned} \beta_{ПУ} &= \beta_ц + \dot{\beta}_ц (t_{ст} + t_{н.\,р}); \\ \varepsilon_{ПУ} &= \varepsilon_ц + \dot{\varepsilon}_ц (t_{ст} + t_{н.\,р}) + Km_р, \end{aligned}\right\} \quad (1.1)$$

где $\beta_ц$, $\varepsilon_ц$ — азимут и угол места цели в момент пуска ракеты;

$\dot{\beta}_ц$, $\dot{\varepsilon}_ц$ — скорости изменения азимута и угла места цели;

$Km_р$ — слагаемое, учитывающее явление «провисания» ракеты после схода с направляющей ПУ ($m_р$ — масса ракеты; K — коэффициент пропорциональности).

Так как $\dot{\beta}_ц$ и $\dot{\varepsilon}_ц$ увеличиваются с уменьшением дальности цели при ее полете в направлении, не проходящем через точку стояния комплекса, то величина упреждения при малых дальностях цели может быть значительной.

В некоторых зарубежных комплексах прицеливание включает процесс наведения устройств сопровождения цели на сигнал, отраженный от нее, и захват на сопровождение.

В переносных ЗРК задача прицеливания решается оператором-стрелком путем визуального наведения пускового устройства на цель, при этом устройства сопровождения цели переводятся в режим автоматического слежения и производится пуск ракеты.

Приведение бортовых устройств ракеты в состояние, обеспечивающее старт ракеты и ее полет, предусматривает вывод на рабочий режим бортовых источников питания, снятие ступеней предохранения, обеспечение рабочих режимов системам стабилизации ракеты в полете.

Вместе с этим на ракету до старта могут быть поданы начальные данные, определяющие, например, режим работы двигательной установки, бортовой аппаратуры и т. д. в процессе полета ракеты.

Некоторые составляющие процесса приведения бортовых устройств в рабочий режим выполняются по заранее установленной программе, другие изменяются в зависимости от условий боевой обстановки.

1.3. Управление полетом зенитной ракеты

Наведение зенитной ракеты на цель производится, как правило, автоматически, без участия оператора. Автоматизация процесса управления полетом ракеты обусловлена большими скоростями движения цели и ракеты, стремлением достичь высокой точности наведения,

Комплекс устройств, обеспечивающих решение задач при управлении полетом ЗУР, называют системой управления (наведения).

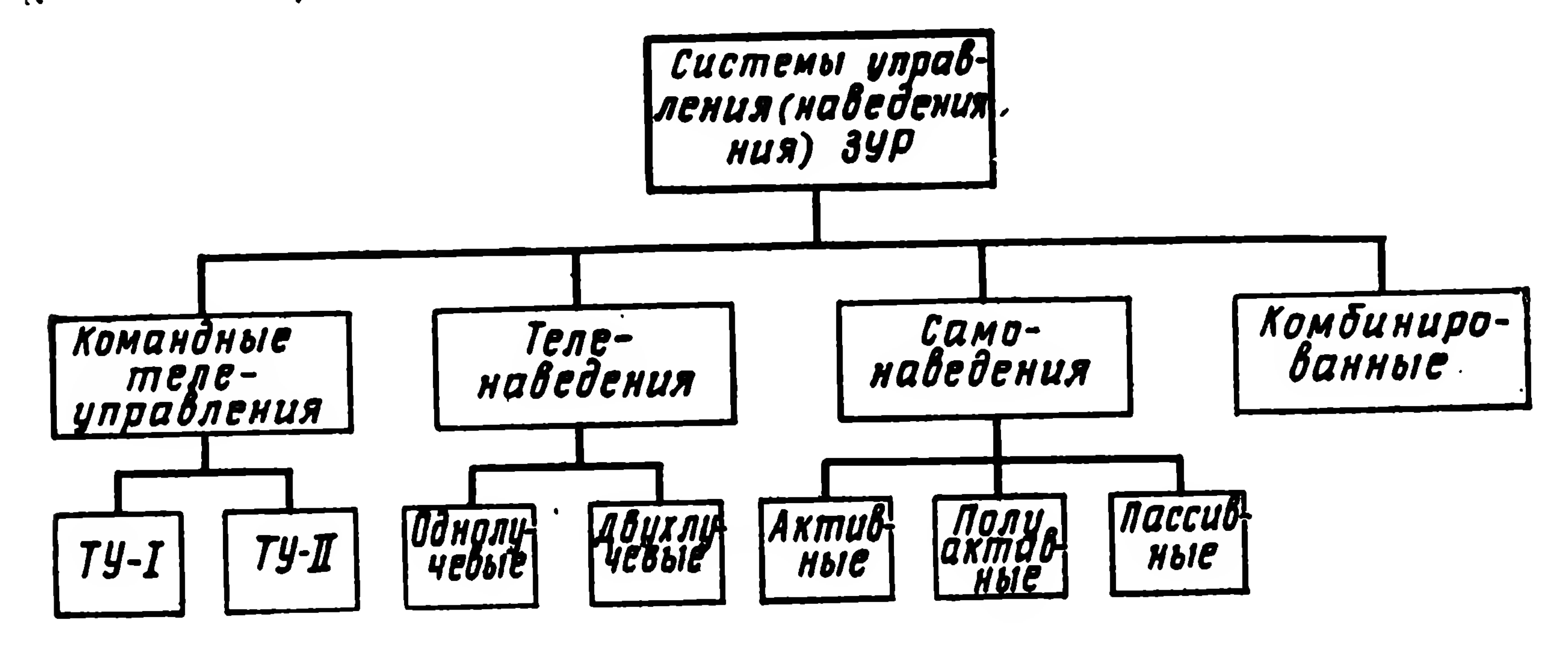


Рис. 1.3. Системы управления (наведения) ракет

В зависимости от принципов, положенных в основу системы управления, конструктивных особенностей ее составных частей, используемых видов энергии для получения информации о цели различают системы **телеуправления, телнаведения, самонаведения** и **комбинированные** (рис. 1.3).

Командными системами телеуправления называют такие, в которых управление полетом ракеты осуществляется с помощью команд, формируемых на пункте управления и передаваемых на ракету по командной радиолинии управления.

В зависимости от способа получения информации о цели различают командные системы телеуправления I и II типа (ТУ-I, ТУ-II). В системе ТУ-I координаты цели измеряются устройствами, размещенными на наземном пункте управления, в системе ТУ-II — на борту ракеты (рис. 1.4).

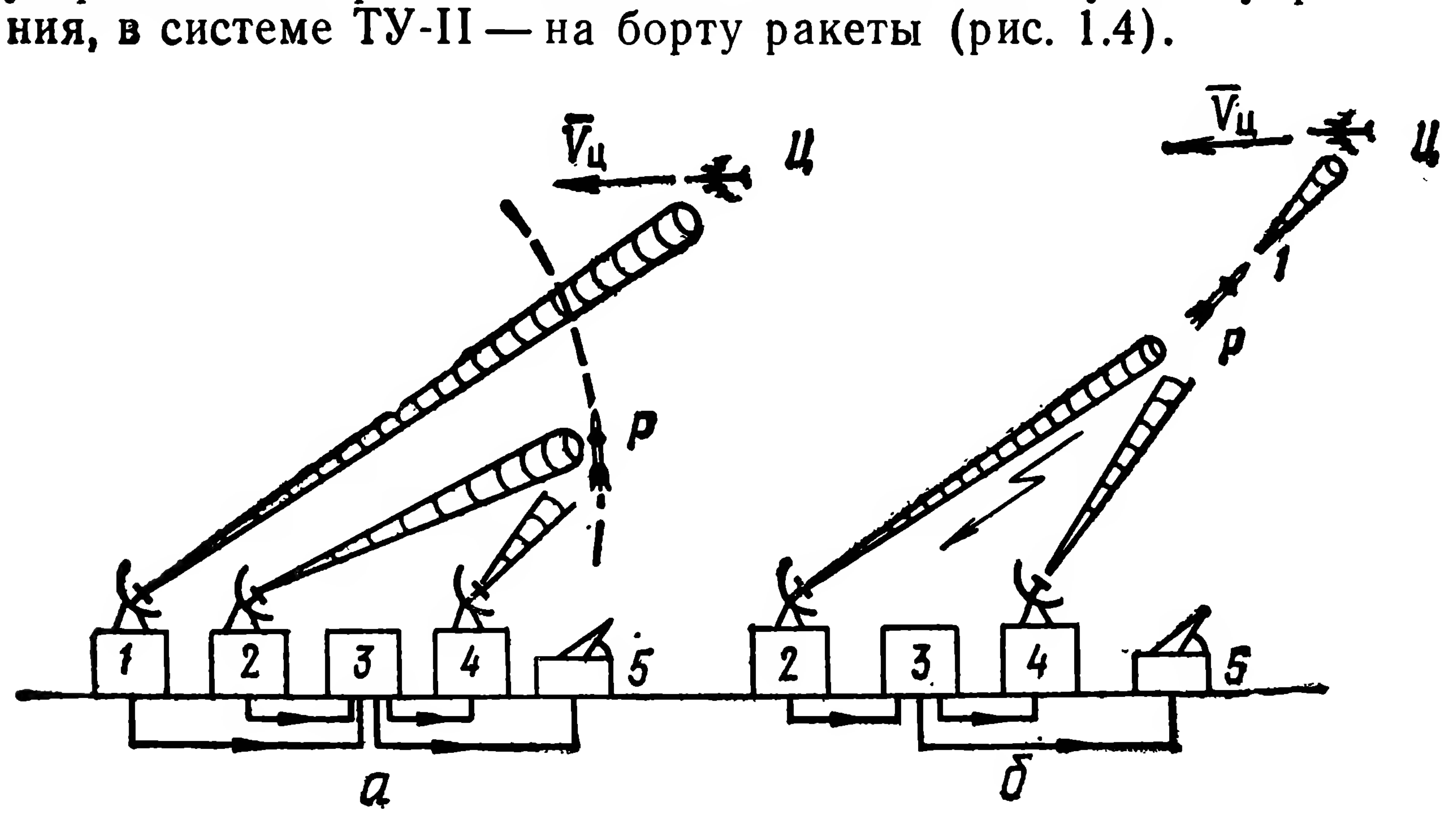


Рис. 1.4. Схемы командных систем управления I типа (*а*) и II типа (*б*): *1* — устройство сопровождения цели; *2* — устройство сопровождения ракеты; *3* — УФК; *4* — КРУ; *5* — пусковые устройства

Командная система ТУ-I. Средства пункта управления по данным целеуказания или самостоятельно обеспечивают обнаружение цели. В процессе автоматического или ручного сопровождения измеряются ее координаты (чаще в сферической системе координат), которые поступают в устройство формирования команд управления (УФК). По этим данным определяется момент пуска ракеты, осуществляются захват ракеты на автоматическое сопровождение и измерение ее текущих координат, которые также поступают в УФК. В результате сравнения координат цели и ракеты формируются команды управления.

Командная радиолиния управления (КРУ) является многоканальной линией связи, предназначенной для преобразования команд в радиосигналы и передачи их на ракеты, наводимые на цели. При передаче одновременно большого числа команд в радиолинии может производиться преобразование напряжений команд и их кодирование, причем каждая из передаваемых команд имеет признак принадлежности (защитный признак). Аппаратура преобразования и кодирования команд устанавливается на пункте управления (передающий тракт), аппаратура декодирования и дешифрации — на борту ракет (приемный тракт).

После дешифрации в бортовой аппаратуре команды управления поступают в автопилот и на рули ракеты, управляя их положением.

Достоинства командной системы ТУ-I — достаточная точность наведения при стрельбе на малые и средние дальности, возможность наведения на одну цель нескольких ракет, сравнительная простота бортовой аппаратуры; недостатки — ухудшение точности наведения при увеличении дальности стрельбы, большой объем аппаратуры пункта управления.

Командная система ТУ-II отличается от ТУ-I тем, что устройство получения информации о параметрах движения цели (координатор) размещено на борту ракеты. Данные о цели после предварительного преобразования и обработки бортовой аппаратурой по радиолинии передаются на пункт управления и вводятся в УФК. Сюда же поступают и координаты ракеты, измеряемые визирами пункта управления. Дальнейший процесс аналогичен управлению в системе ТУ-I.

Достоинства системы ТУ-II — высокая точность наведения, не зависящая от дальности стрельбы, возможность селекции и распознавания целей, возможность наведения на одну цель нескольких ракет одновременно; недостаток — более сложная бортовая аппаратура.

Системы теленаведения — системы управления ракетами, в которых команды управления полетом формируются на борту ракеты. Их величина пропорциональна отклонению ракеты от равносигнального направления, создаваемого радиоло-

кационными визирами пункта управления (рис. 1.5). Такие системы иногда называют системами наведения по радиолучу. Они бывают одно- и двухлучевыми.

В однолучевой системе цель находится на равносигнальном направлении луча, формируемого, например, антенной радиолокатора сопровождения. В этом же луче удерживается и ракета.

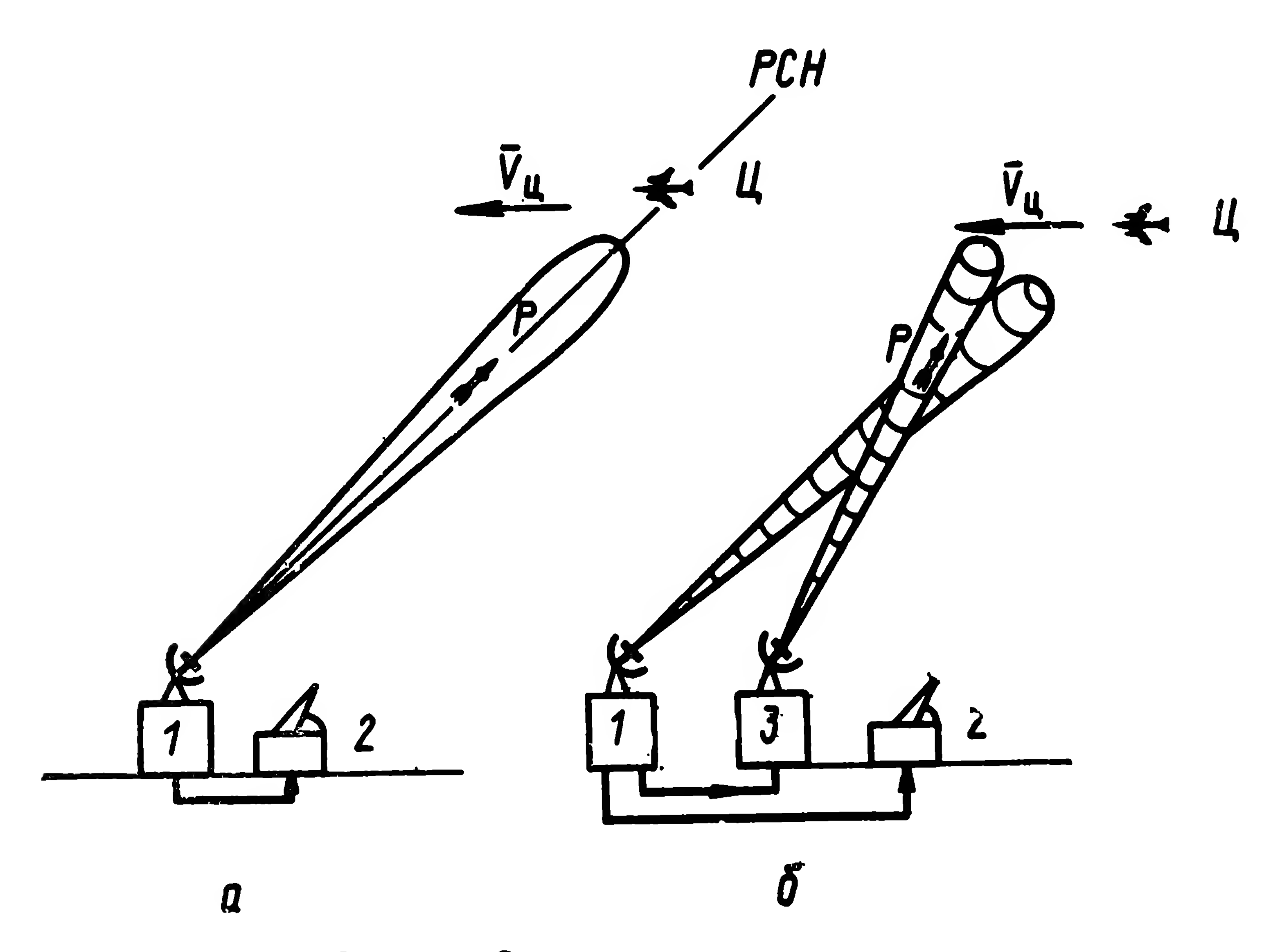


Рис. 1.5. Схемы систем теленаведения:
а — однолучевая; *б* — двухлучевая; *1* — устройство сопровождения цели и наведения ракеты; *2* — пусковые устройства; *3* — устройство наведения ракеты

При двухлучевой системе один радиолокатор сопровождает цель, другой управляет полетом ракеты (наводит ракету на цель).

Системы самонаведения — системы, в которых управление полетом ракет осуществляется командами управления, формируемыми на борту ракет, при этом информация, необходимая для их формирования, выдается бортовым устройством (координатором). Эти системы используют самонаводящиеся ракеты, в управлении полетом которых пункт управления участия не принимает.

По виду энергии, используемой для получения информации о параметрах движения цели, различают активные, полуактивные и пассивные системы самонаведения.

Активными называют системы самонаведения, в которых источник облучения цели установлен на борту ракеты (рис. 1.6, *а*). Отраженные от цели сигналы принимаются

бортовым координатором и служат для измерения параметров движения цели (параметра рассогласования).

В полуактивных системах самонаведения источник облучения цели размещен на пункте управления (рис. 1.6, *б*). Отраженные от цели сигналы используются бортовым координатором для измерения параметра рассогласования.

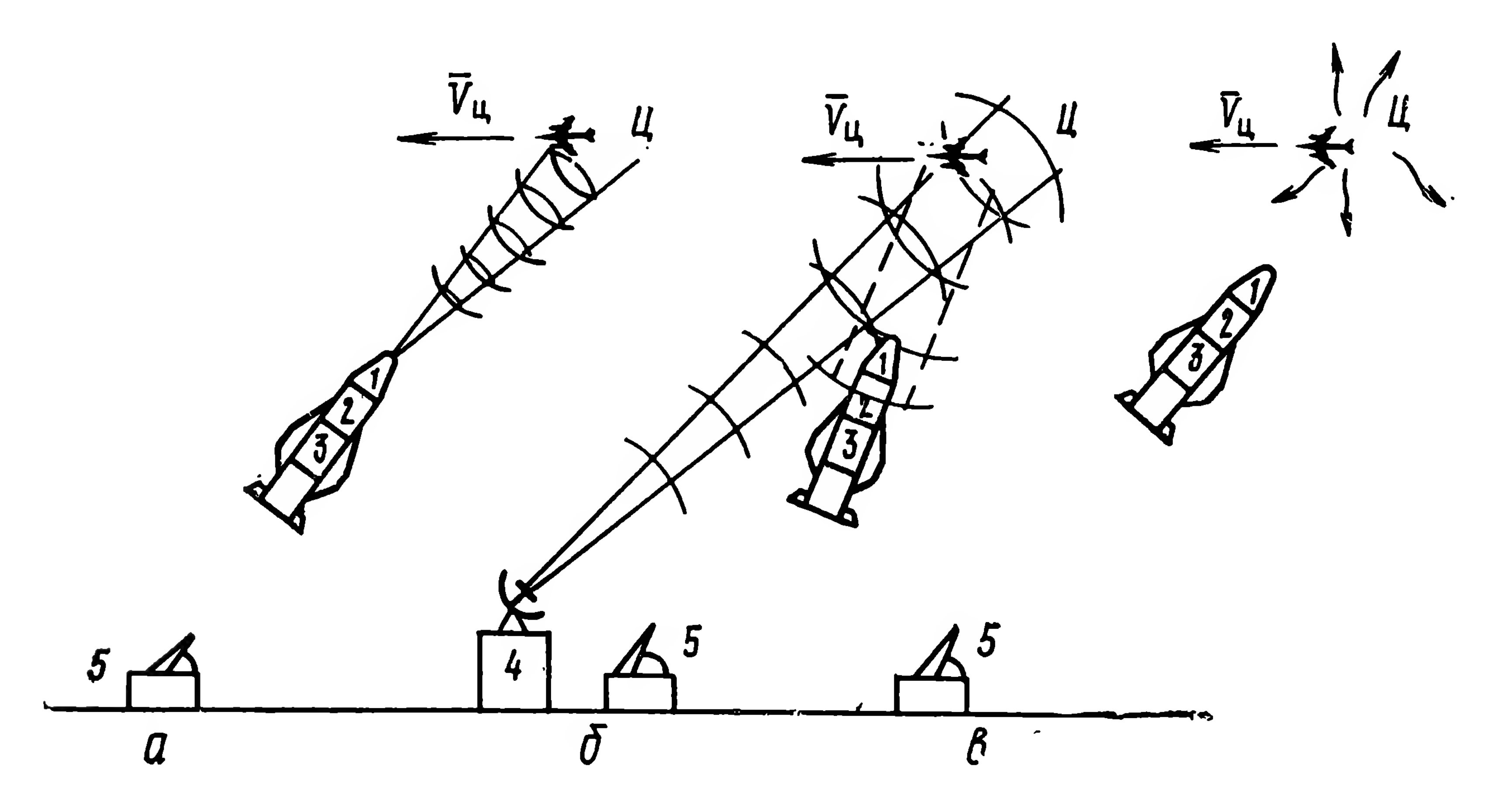


Рис. 1.6. Схемы систем самонаведения:

а — активная; *б* — полуактивная; *в* — пассивная; *1* — бортовой координатор; *2* — СРП; *3* — автопилот; *4* — станция подсвета (облучения) цели; *5* — пусковые устройства

Пассивными называют такие системы самонаведения, в которых для измерения параметров движения цели используется энергия, излучаемая целью. Это может быть тепловая (лучистая), световая, радиотепловая энергия (рис. 1.6, *в*).

В состав системы самонаведения входят устройства, измеряющие параметр рассогласования, счетно-решающий прибор (СРП), автопилот и рулевой тракт. Принцип работы системы самонаведения сводится к следующему.

При нахождении ракеты на пусковом устройстве координатор наводится на выбранную для уничтожения цель: осуществляется захват цели на автоматическое сопровождение, измеряются координаты цели или непосредственно параметр рассогласования, что зависит от принятого метода наведения. После старта координатор непрерывно измеряет величину Δ и вырабатывает напряжение рассогласования U_Δ, которое поступает в СРП для формирования команд управления полетом ракеты. Контроль за качеством наведения может быть визуальным и с помощью радиолокационных и телевизионно-оптических средств, установленных на пункте управления.

Комбинированные системы управления — системы, в которых наведение ракеты на цель осуществляется последова-

тельно несколькими системами. Они находят применение в комплексах дальнего действия. Это может быть комбинация командной системы телеуправления на начальном участке траектории полета ракеты и самонаведения на конечном или наведение по радиолучу на начальном участке и самонаведение на конечном, что обеспечивает наведение ракет на цели с достаточной точностью при больших дальностях стрельбы.

Принципиально возможны и другие варианты построения систем наведения ЗУР.

1.4. Управление подрывом боевого заряда

Поражение цели достигается разрушением элементов ее конструкции при непосредственном соударении с ракетой или поражающими элементами боевой части при подрыве боевого заряда. Прямое попадание ракеты в цель на больших расстояниях от пункта управления представляется сложным. В зенитных ракетных комплексах ближнего действия такое событие имеет место, особенно при стрельбе самонаводящимися ракетами.

Для подрыва боевого заряда ракеты применяют контактные и неконтактные взрыватели, построенные на различных принципах. При этом в ряде зарубежных ЗРК ракеты оснащены одновременно и контактным, и неконтактным взрывателями. Первый из них срабатывает при прямом попадании, второй — при некотором промахе.

В зарубежной технической литературе встречаются описания конструкций контактных взрывателей механического, электрического, магнитного и других типов. Взрыватель механического типа действует по принципу инерционного тела: при соударении с элементом конструкции цели инерционное тело воздействует на детонатор и подрывает боевой заряд. В электрическом и магнитном взрывателях используются явления накопления электрического заряда и изменения напряженности магнитного поля при непосредственном сближении ракеты с целью.

При прямом попадании ракеты вероятность поражения цели максимальна. При этом к схеме управления подрывом боевого заряда не предъявляется особых требований.

Для достижения заданных значений вероятности поражения цели при применении неконтактных взрывателей необходимо управлять моментом подрыва боевого заряда при сближении ракеты с целью и направлением разлета поражающих элементов боевой части.

Рассмотрим характеристики боевых частей зарубежных ЗУР и их свойства.

По способу воздействия на цель боевые части ЗУР разделяют на осколочные, фугасные и кумулятивные. Наиболь-

шее применение нашли осколочные боевые части (рис. 1.7), имеющие цилиндрическую или шарообразную (бочоночную) форму. Боевой заряд *4* помещается в металлическую или пластмассовую оболочку *3*, поверх которой располагаются

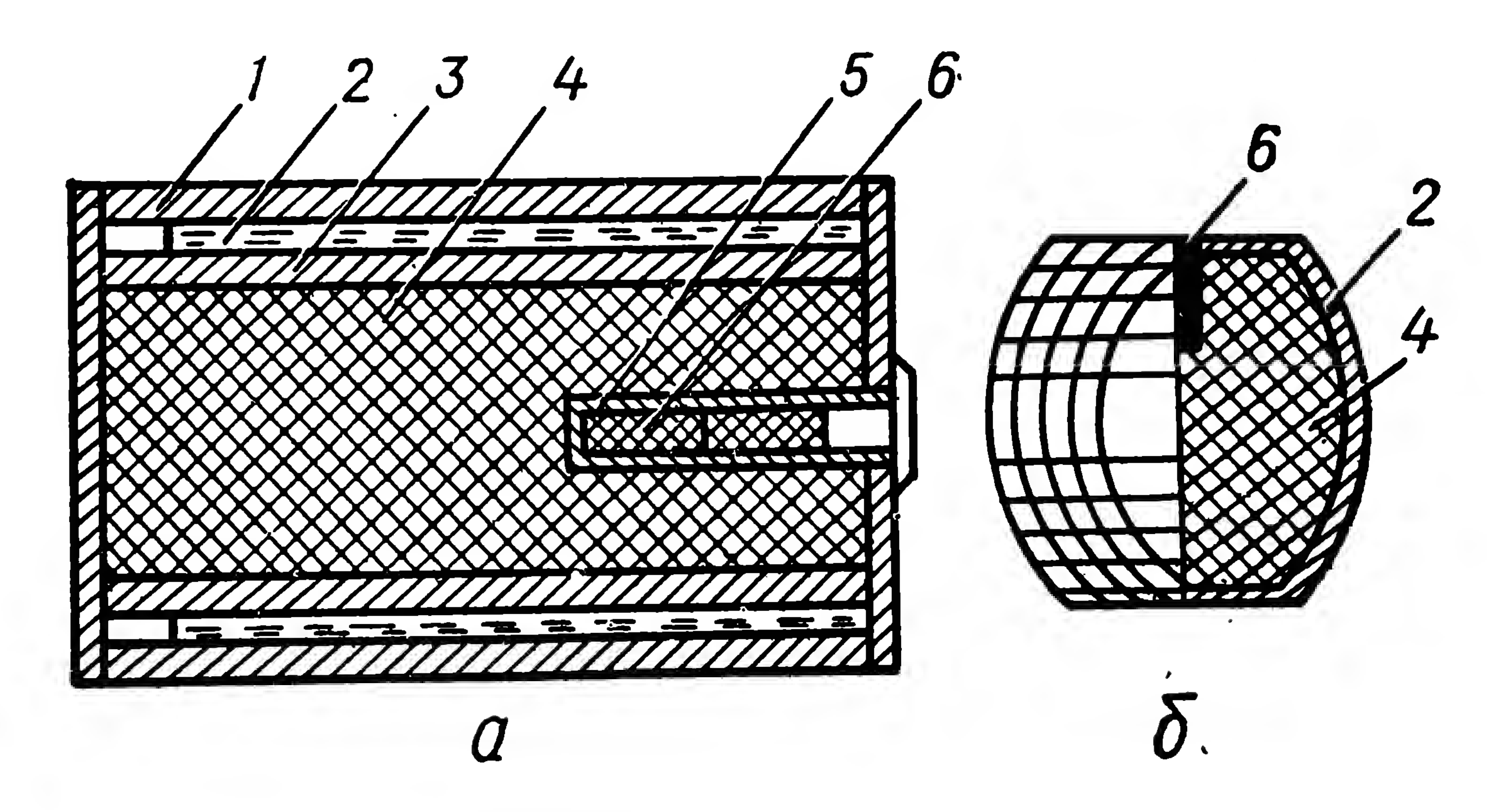


Рис. 1.7. Осколочные боевые части ракеты:
а — цилиндрической формы; *б* — боченочной; *1* — корпус; *2* — поражающие элементы; *3* — пластмассовая оболочка; *4* — боевой заряд; *5* — стакан детонатора; *6* — детонатор

поражающие элементы *2* в виде маленьких цилиндриков или шариков. В некоторых боевых частях поражающие элементы создаются при разрыве наружной оболочки корпуса, которая имеет насечку.

В качестве боевых зарядов применяются обычно так называемые бризантные (дробящие) взрывчатые вещества (тротил, смеси тротила с гексогеном и др.). Они безопасны при хранении, обладают невысокой чувствительностью к внешним воздействиям (удару, нагреву). Тротил, например, можно сверлить, плавить, он не взрывается при простреле обычной пулей.

Подрыв боевого заряда из бризантного вещества производится с помощью промежуточного заряда (детонатора), сообщающего мощный взрывной импульс. Детонатор *6* устанавливается в стакане *5* внутри боевого заряда. В нем используется инициирующее вещество (например, гремучая ртуть, азид свинца и др.).

Различают боевые части ненаправленного и направленного действия [22].

Боевые части ненаправленного действия обеспечивают равную вероятность поражения цели во всех направлениях от точки взрыва.

Плотность осколков в области разлета при подрыве распределена равномерно по поверхности сферы и изменяется

обратно пропорционально квадрату расстояния от центра взрыва. Это приводит к тому, что энергия взрыва и возможности боевой части используются не полностью. Только небольшая часть поражающих элементов накрывает цель.

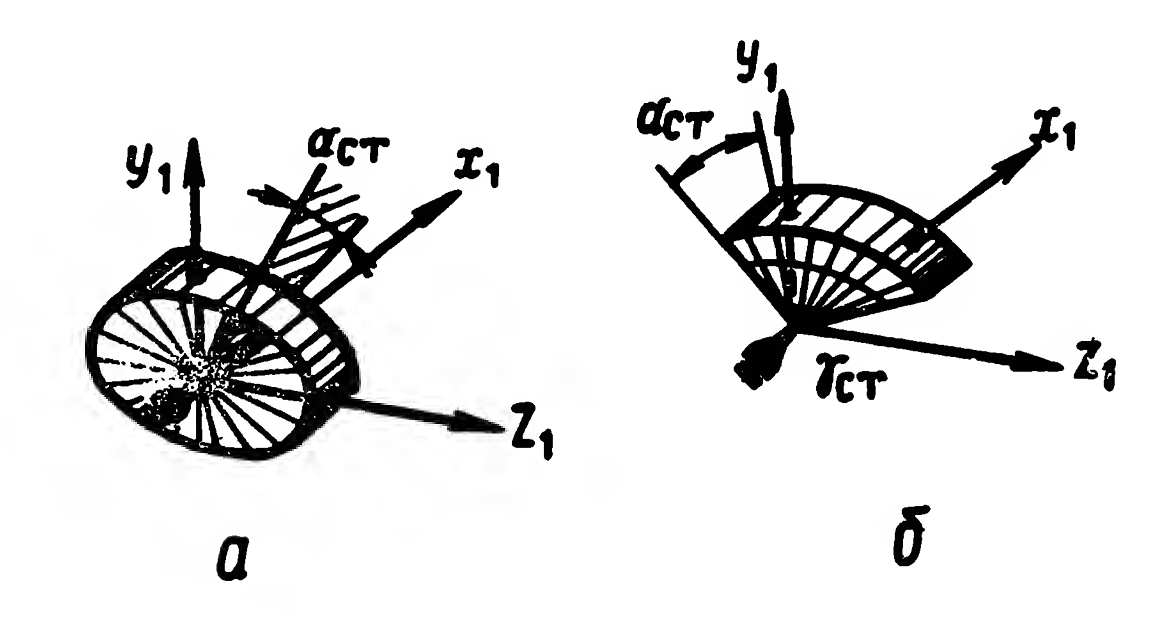


Рис. 1.8. Зоны разлета осколков боевой части направленного действия:

а — симметричная относительно продольной оси ракеты; *б* — несимметричная

Боевые части ненаправленного действия имеют, как правило, один детонатор, управление их подрывом сводится лишь к определению момента подрыва боевого заряда.

Боевые части направленного действия имеют фронт разлета поражающих элементов, ограниченный некоторой областью. Зона разлета осколков может быть симметричной и несимметричной относительно продольной оси ракеты (рис. 1.8). Симметричная область разлета характеризуется величиной статического угла разлета осколков $\alpha_{ст}$, несимметричная — величиной $\alpha_{ст}$ и углом разлета осколков в радиальной плоскости $\gamma_{ст}$.

Для ориентации области разлета осколков в пространстве в момент подрыва боевого заряда необходимо принимать соответствующие меры. Это могут быть конструктивные особенности боевой части, а также способы подрыва боевого заряда. Направленность разлета осколков достигается выбором точек инициирования, при этом управление подрывом боевого заряда имеет задачей не только определение момента подрыва, но и ориентацию области разлета осколков. Управление положением области разлета осколков относительно цели может быть достигнуто и путем поворота ракеты вокруг продольной оси [26].

Основными характеристиками осколочной боевой части являются:

число поражающих элементов $n_{п.э}$;

масса одного поражающего элемента $m_{п.э}$;

форма и размеры поражающих элементов;

плотность распределения поражающих элементов;

статическая область разлета поражающих элементов;

начальная скорость поражающего элемента $V_{п\cdot э}$;

характер изменения скорости разлета и зависимости от условий подрыва боевой части.

Число поражающих элементов зависит от объема боевой части и оптимальной массы каждого из них.

Масса поражающего элемента при определенной скорости разлета обусловливает кинетическую энергию и выбирается из условия

$$\frac{m_{п.\,э}V^2_{п.\,э}}{2} \geqslant W_у S h, \qquad (1.2)$$

где $W_у$ — удельная энергия вытеснения единицы объема материала преграды (элемента конструкции цели);

S — площадь пробоины;

h — толщина преграды.

Форма и размеры поражающего элемента выбираются исходя из принятой величины массы, материала поражающих элементов и чаще определяются опытным путем. Готовые поражающие элементы имеют форму шариков или параллелепипедов (кубиков), а поражающие элементы, получаемые насечкой оболочки боевого заряда, — форму ромбов или прямоугольников.

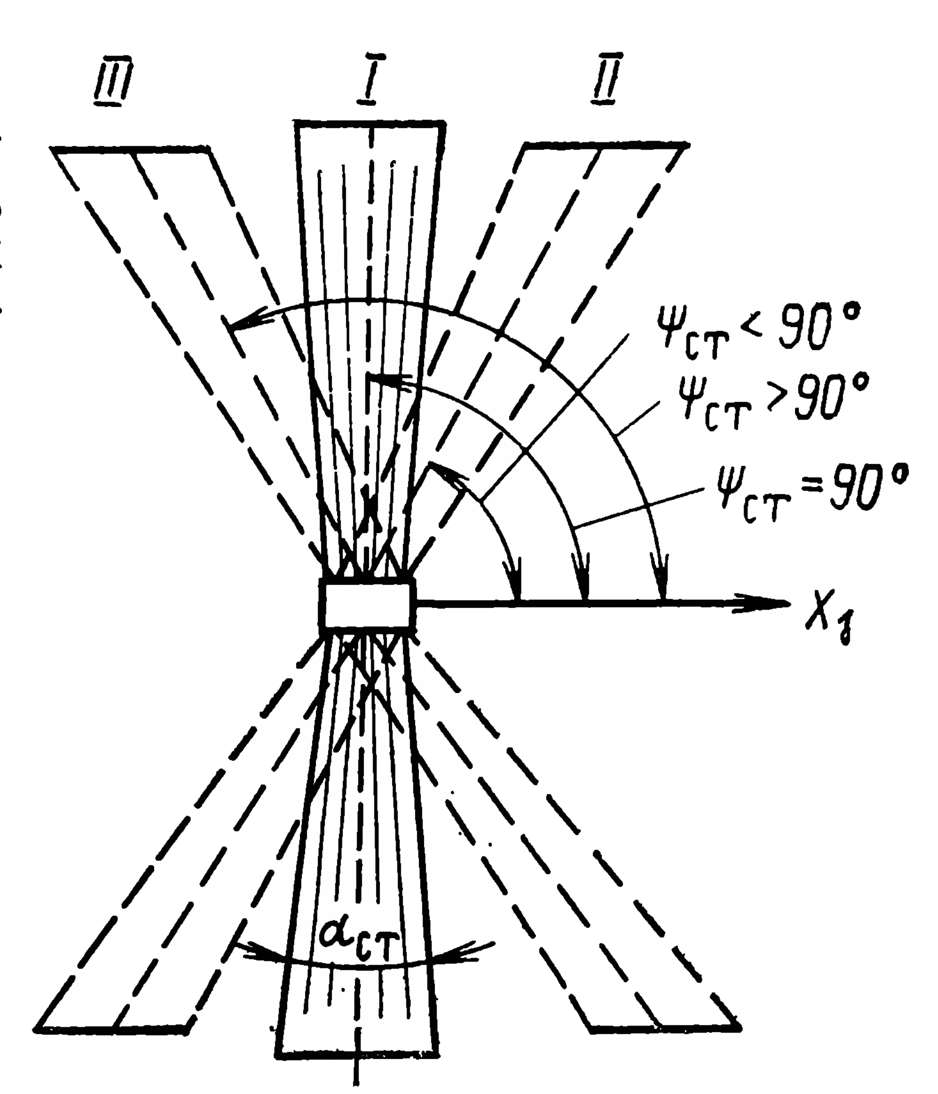


Рис. 1.9. Сечения статической области разлета осколков:
I — угол $\psi_{ст}=90°$; II — угол $\psi_{ст}<90°$; III — угол $\psi_{ст}>90°$

Плотность распределения поражающих элементов зависит от их числа и величины области разлета, которая максимальна в районе точки подрыва и убывает с удалением от нее.

Величина и направление начальной скорости разлета поражающих элементов зависят от вида взрывчатого вещества, соотношения масс взрывчатого вещества и поражающего элемента, отношения длины заряда к его радиусу и положения точек инициирования.

Статическая область разлета поражающих элементов представляется объемной фигурой, характеризующейся статическим углом и углом наклона биссектрисы угла разлета осколков (рис. 1.9).

Статическую область определяют при подрыве боевого заряда при неподвижной ракете, при этом влиянием силы тяжести на поражающий элемент пренебрегают и траекторию его движения принимают прямолинейной.

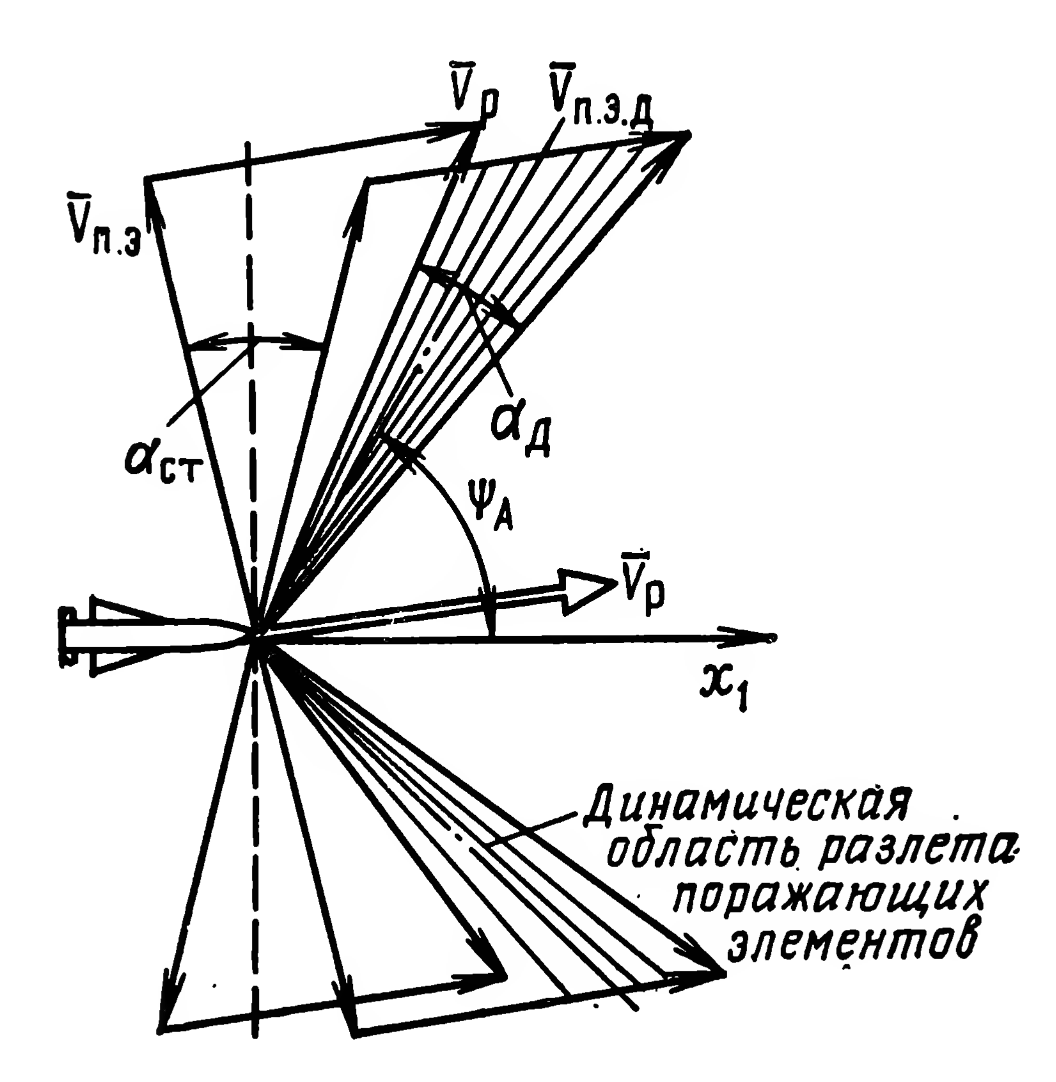


Рис. 1.10. К построению динамической области разлета осколков

Наклон биссектрисы статического угла разлета поражающих элементов при заданной форме боевой части зависит от расположения точек инициирования: если точка инициирования расположена в задней части боевого заряда, то $\Psi_{ст}<90°$, если в головной части боевого заряда, то $\Psi_{ст}>90°$, если в центре, то $\Psi_{ст}=90°$, т. е. биссектриса угла разлета осколков будет перпендикулярна к продольной оси ракеты (рис. 1.9).

Для управления направлением статической области разлета поражающих элементов устанавливают несколько точек инициирования и подрывают боевой заряд в требуемой точке, при этом точка инициирования выбирается автоматически при определении момента подрыва боевого заряда.

В реальных условиях подрыв боевого заряда происходит при полете ракеты с некоторой скоростью $\bar{V}_р$, характеризующейся величиной и направлением относительно воздушной цели, при этом вектор $\bar{V}_р$ направлен по касательной к траектории движения ракеты и не совпадает с ее продольной осью ox_1 (рис. 1.10). При подрыве боевого заряда поражающие элементы получают дополнительную скорость $\bar{V}_{п.э}$. В ре-

зультате динамическая скорость разлета поражающих элементов

$$\overline{V}_{п.э.д} = \overline{V}_р + \overline{V}_{п.э}. \qquad (1.3)$$

На рис. 1.10 показано, что положение динамической области разлета поражающих элементов зависит от скорости полета ракеты и скорости поражающих элементов. Динамическую область разлета поражающих элементов принято характеризовать динамическим углом разлета $\alpha_д$ и углом наклона биссектрисы $\Psi_д$ в заданной плоскости, причем $\alpha_д < \alpha_{ст}$. Это неравенство усиливается с увеличением $\overline{V}_р$ в момент подрыва боевого заряда.

С увеличением скорости ракеты уменьшается и величина угла $\alpha_д$.

В пространстве динамическую область разлета поражающих элементов можно представить объемной фигурой из двух конусов с вершиной в точке подрыва боевого заряда, направленных по вектору скорости ракеты. Угол между образующими наружного и внутреннего конусов равен динамическому углу разлета поражающих элементов.

Как ранее отмечалось, положение статической, а значит, и динамической области зависит и от положения точек инициирования.

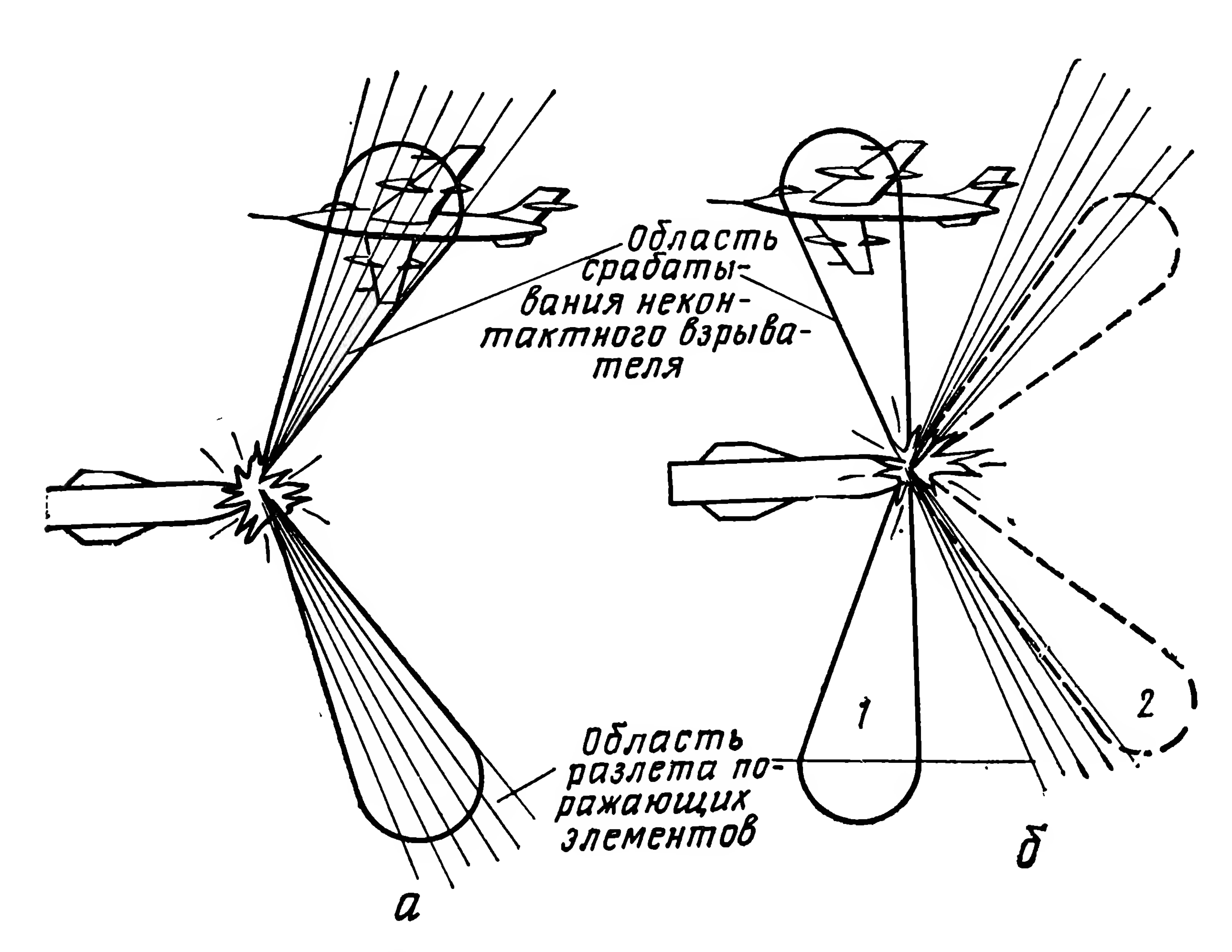


Рис. 1.11. Схема согласования разлета поражающих элементов и срабатывания неконтактного взрывателя:
а — хорошее; *б* — неприемлемое; *1* — поздний подрыв; *2* — ранний подрыв

Для поражения воздушной цели необходимо накрыть ее поражающими элементами. Выполнение этого условия приводит к необходимости управлять моментом подрыва боевого заряда и динамической областью разлета поражающих элементов (рис. 1.11).

Задача выбора момента подрыва боевого заряда и управления положением области разлета поражающих элементов может решаться как бортовыми, так и наземными устройствами. В некоторых зарубежных ЗУР эту задачу решают неконтактные взрыватели.

2. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ЗУР

2.1. Требования к методам наведения

Наведение зенитной управляемой ракеты на движущуюся цель представляет собой непрерывный процесс автоматического управления, в итоге которого ракета выводится в точку встречи с целью и поражает ее.

При управлении полетом ракеты задаются некоторые условия (законы), определяющие характер (траекторию) ее движения. Такими условиями могут быть равенство угловых координат ракеты угловым координатам цели, отсутствие углового вращения линии ракета — цель и др.

Условие (закон) сближения ракеты с целью принято называть **методом наведения ЗУР.** Метод наведения налагает определенные требования на характер движения ракеты или, другими словами, устанавливает связь между законом движения цели и законом движения ракеты.

В процессе полета ракеты под действием большого числа факторов может происходить нарушение заданного закона сближения. К их числу можно отнести перемещения воздушных масс, изменение атмосферного давления с высотой полета ракеты, изменение скорости полета, изменение параметров аппаратуры системы наведения и др.

Мера нарушения связей, налагаемых методом наведения на закон движения ракеты, называется **параметром рассогласования** (параметром управления).

В соответствии с данным определением параметр рассогласования можно представить как

$$\Delta(t) = A(t) - B(t), \tag{2.1}$$

где $A(t)$, $B(t)$ — заданный и фактический законы движения ракеты.

Система наведения, представляющая собой замкнутую систему автоматического управления, в упрощенном варианте имеет вид, изображенный на рис. 2.1.

Метод наведения определяет вид (форму представления) параметра рассогласования. При одних методах наведения параметр рассогласования представляется в угловой мере,

при других — в виде угловой скорости вращения линии ракета — цель, т. е. параметр рассогласования зависит от заданного закона сближения ракеты с целью.

Если при наведении ракеты на цель закон сближения выполняется, параметр рассогласования равен нулю, и ракета движется по расчетной (кинематической) траектории,

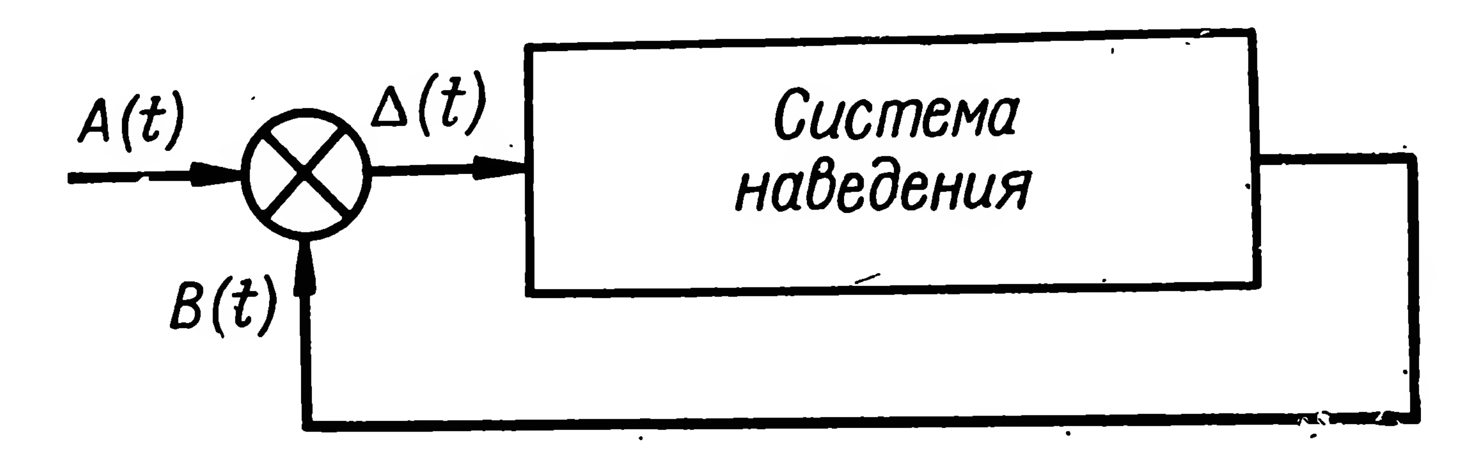


Рис. 2.1. Упрощенная схема системы наведения

в результате чего происходит сближение ракеты с целью. При нарушении закона сближения возникают ошибки наведения, снижающие вероятность поражения цели.

Параметр рассогласования является входным воздействием системы наведения и составляет основу для формирования команд управления полетом ЗУР. Измерение параметра рассогласования осуществляется наземными или бортовыми устройствами, называемыми **координаторами.** В результате измерения величины $\Delta(t)$ эти устройства выдают сигнал рассогласования в виде напряжения (тока) в аналоговой или цифровой форме:

$$U\Delta(t) = K\Delta(t), \tag{2.2}$$

где K — коэффициент пропорциональности.

Метод наведения и, как следствие этого, параметр рассогласования определяют структуру координатора.

При наведении ракет на движущиеся воздушные цели в большинстве случаев траектория движения ЗУР оказывается криволинейной. В сферической системе координат и при управлении ракетой в двух взаимно перпендикулярных плоскостях координаты точек кинематической траектории зависят от принятого метода наведения и характера движения цели. Поэтому можем записать:

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_к &= f(\varepsilon_ц, \dot{\varepsilon}_ц, \ddot{\varepsilon}_ц, D_ц, \dot{D}_ц, V_р, V_ц \ldots); \\ \beta_к &= f(\beta_ц, \dot{\beta}_ц, \ddot{\beta}_ц, D_ц, \dot{D}_ц, V_р, V_ц \ldots), \end{aligned}\right\} \tag{2.3}$$

где $\varepsilon_ц$, $\beta_ц$, $\dot{\varepsilon}_ц$, $\dot{\beta}_ц$ — угловые координаты цели и их производные;

$D_ц$ — дальность цели относительно ракеты или пункта наведения;

$V_р$, $V_ц$ — скорость ракеты и цели соответственно.

Приведенные выражения свидетельствуют о том, что с изменением текущих координат цели изменяется положение точек кинематической траектории в пространстве, причем с увеличением скорости изменения координат цели в общем случае возрастает кривизна траектории движения ракеты.

Движение ракеты по криволинейной траектории возможно при определенных нормальных ускорениях, которые обратно пропорциональны радиусу кривизны траектории:

$$W_{\text{н. р}} = \frac{V_{\text{р}}^2}{\rho_{\text{т}}}, \tag{2.4}$$

где $\rho_{\text{т}}$ — радиус кривизны траектории.

Таким образом, чем больше кривизна требуемой траектории движения ракеты, тем большие нормальные ускорения должна она развивать в процессе полета.

Вместе с этим при ограниченной энергетике ракеты увеличение кривизны траектории приводит к уменьшению дальности стрельбы, которая при некотором постоянном радиусе кривизны $\rho_{\text{т}}$ снижается. Иными словами, большая кривизна траектории движения ракеты приводит к нерациональному расходу энергетики ЗУР и снижению точности наведения.

Отмеченные выше положения позволяют сформулировать основные требования, предъявляемые к методам наведения:

наименьшая кривизна траектории движения ракеты, в том числе и при стрельбе по маневрирующим целям;

наиболее простая приборная реализация;

заданная дальность стрельбы.

Методы наведения обычно делят на две большие группы: двухточечные и трехточечные. Каждая из этих групп содержит несколько методов, отличающихся своей сущностью.

Двухточечные методы находят применение в системах самонаведения, трехточечные — в системах телеуправления.

2.2. Двухточечные методы наведения

При двухточечных методах наведения система управления налагает связь на положение продольной оси ракеты или вектора линейной скорости ракеты по отношению к линии, соединяющей ракету с целью, либо к некоторому направлению, фиксированному в пространстве. Конкретный вид связи устанавливается уравнением параметра рассогласования, который в свою очередь определяется выбранным методом наведения ЗУР.

Наибольшее распространение из двухточечных методов наведения получили методы прямого наведения, прямого наведения с постоянным углом упреждения, наведения по кривой погони, параллельного сближения и пропорционального сближения.

Метод прямого наведения требует, чтобы в течение всего времени полета ракеты ее продольная ось совпадала с линией ракета — цель, т. е. налагается требование к положению продольной оси ракеты.

Рис. 2.2. К выводу параметра рассогласования при методе прямого наведения

Пусть в момент времени t ракета находится в точке $O_р$ (рис. 2.2), а цель — в точке Ц, при этом линия дальности ракета — цель расположена к горизонту под углом ε. Угол между продольной осью ракеты $O_р x_1$ и горизонтальной плоскостью (угол тангажа) равен ϑ, при этом угол между продольной осью ракеты и линией дальности ракета — цель равен q.

Из рис. 2.2 и определения метода следует, что параметр рассогласования

$$\Delta = q, \tag{2.5}$$

а уравнение идеальной связи

$$q = 0. \tag{2.6}$$

Используя связь углов ε, ϑ и q, можем записать

$$\Delta = \vartheta - \varepsilon. \tag{2.7}$$

Тогда уравнение идеальной связи примет вид

$$\vartheta = \varepsilon. \tag{2.8}$$

Из выражений (2.5) и (2.7) видно, что параметр рассогласования может быть определен непосредственно измерением угла q или измерением углов ε и ϑ с последующим вычитанием их значений.

Для метода прямого наведения требуемое нормальное ускорение ракеты возрастает по мере сближения ракеты с целью. Вместе с этим потребное нормальное ускорение ракеты, обеспечивающее ее движение по кинематической траектории, оказывается прямо пропорциональным скорости цели и зависит от характера маневра цели. В этой связи рассмотренный метод может быть реализован только при наведении ракет по неподвижным, малоподвижным, неманеврирующим целям.

Медотом прямого наведения с постоянным углом упреждения называется такой, при котором в течение всего времени полета ракеты до точки встречи угол между ее продольной осью и линией ракета — цель остается постоянным. Этот ме-

тод тесно связан с методом прямого наведения и является его развитием.

Уравнение параметра рассогласования, как следует из рис. 2.3, может быть представлено в виде

$$\Delta = q - q_0; \tag{2.9}$$

$$\Delta = \vartheta - \varepsilon + q_0, \tag{2.10}$$

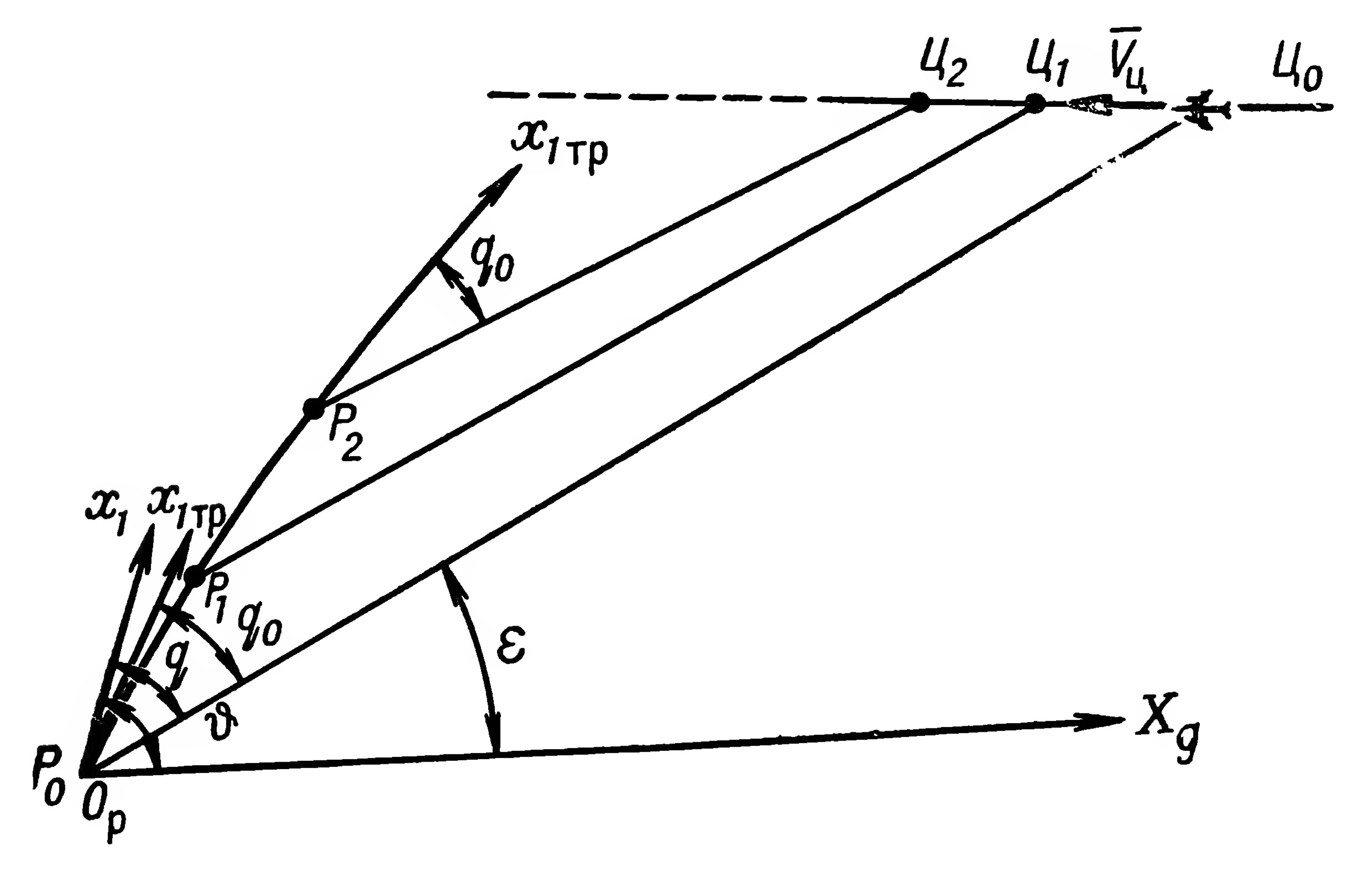


Рис. 2.3. К выводу уравнения параметра рассогласования при методе прямого наведения с постоянным углом упреждения

где q — угол между текущим положением продольной оси ракеты и линией ракета — цель;

q_0 — угол между требуемым положением продольной оси ракеты и линией ракета — цель.

Уравнение идеальной связи, при выполнении которого ракета двигается по кинематической траектории, будет иметь вид

$$q = q_0; \tag{2.11}$$

$$\vartheta - \varepsilon = q_0. \tag{2.12}$$

Приборная реализация метода наведения с постоянным углом упреждения возможна с помощью тех средств, что и метода прямого наведения.

В зенитных ракетных комплексах метод прямого наведения с постоянным углом упреждения может найти применение только как вспомогательный в сочетании с другими, обеспечивающими меньшую кривизну траектории в районе точки встречи ракеты с целью.

При методе наведения по кривой погони вектор истинной скорости ракеты непрерывно совмещается с линией ракета — цель. При некоторой разновидности метода (флюгерный ме-

тод) с линией ракета — цель совмещается вектор воздушной скорости. Если ракета движется в невозмущенной атмосфере, то оба метода идентичны. В этой связи в дальнейшем различий между ними делать не будем.

В соответствии с определением метода наведения по кривой погони различные формы уравнения параметра рассогласования (рис. 2.4) могут быть представлены в виде

$$\Delta = \xi; \qquad (2.13)$$

$$\Delta = \Theta - \varepsilon; \qquad (2.14)$$

$$\Delta = q - \alpha, \qquad (2.15)$$

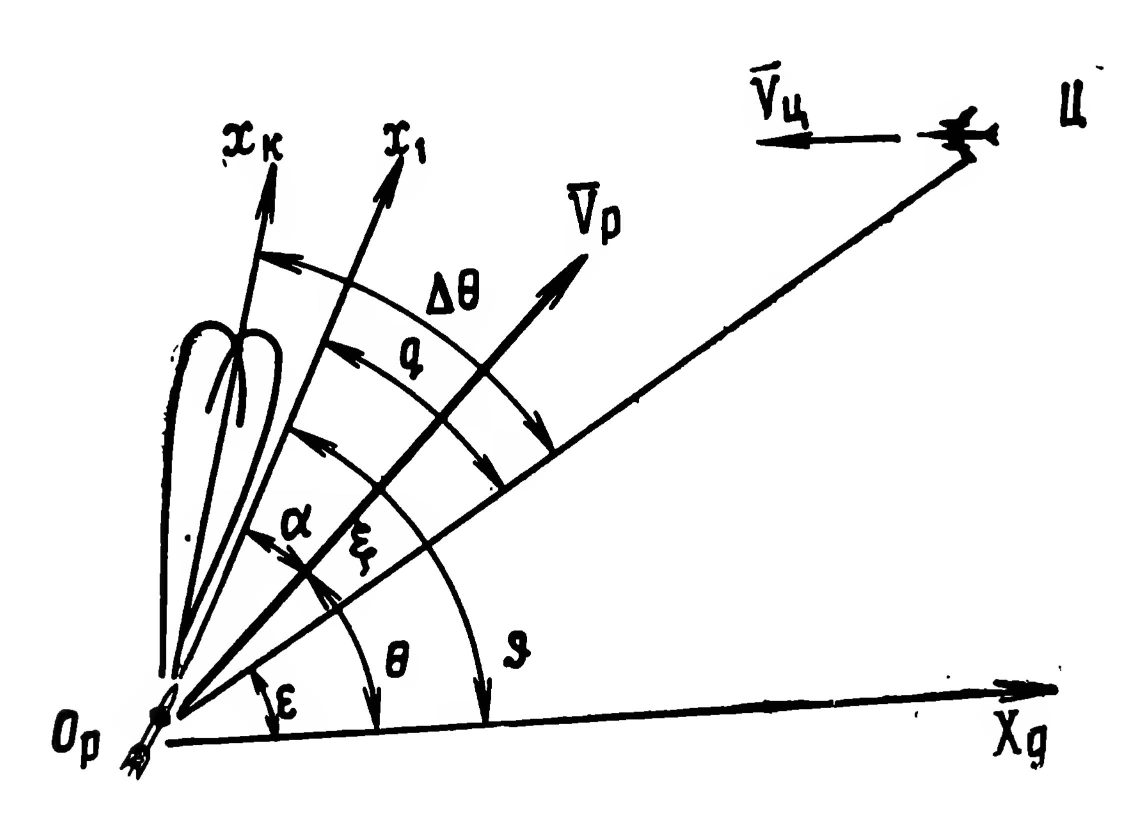


Рис. 2.4. К определению параметра рассогласования при методе наведения по кривой погони

а возможные формы уравнений идеальной связи соответственно в виде

$$\xi = 0; \qquad (2.16)$$

$$\Theta = \varepsilon; \qquad (2.17)$$

$$q = \alpha. \qquad (2.18)$$

Методом параллельного сближения называется такой, при котором в течение всего времени полета ракеты до точки встречи линия ракета — цель остается параллельной заданному направлению.

В соответствии с приведенным определением имеются три формы записи уравнения параметра рассогласования, описывающие условие плоскопараллельного перемещения линии ракета — цель.

Действительно, линия ракета — цель будет перемещаться параллельно самой себе, если выполнено одно из трёх условий (рис. 2.5):

$$\dot{\varepsilon} = 0; \tag{2.19}$$

$$\varepsilon = \varepsilon_{D_0}; \tag{2.20}$$

$$V_ц \sin q_ц = V_р \sin q_р \tag{2.21}$$

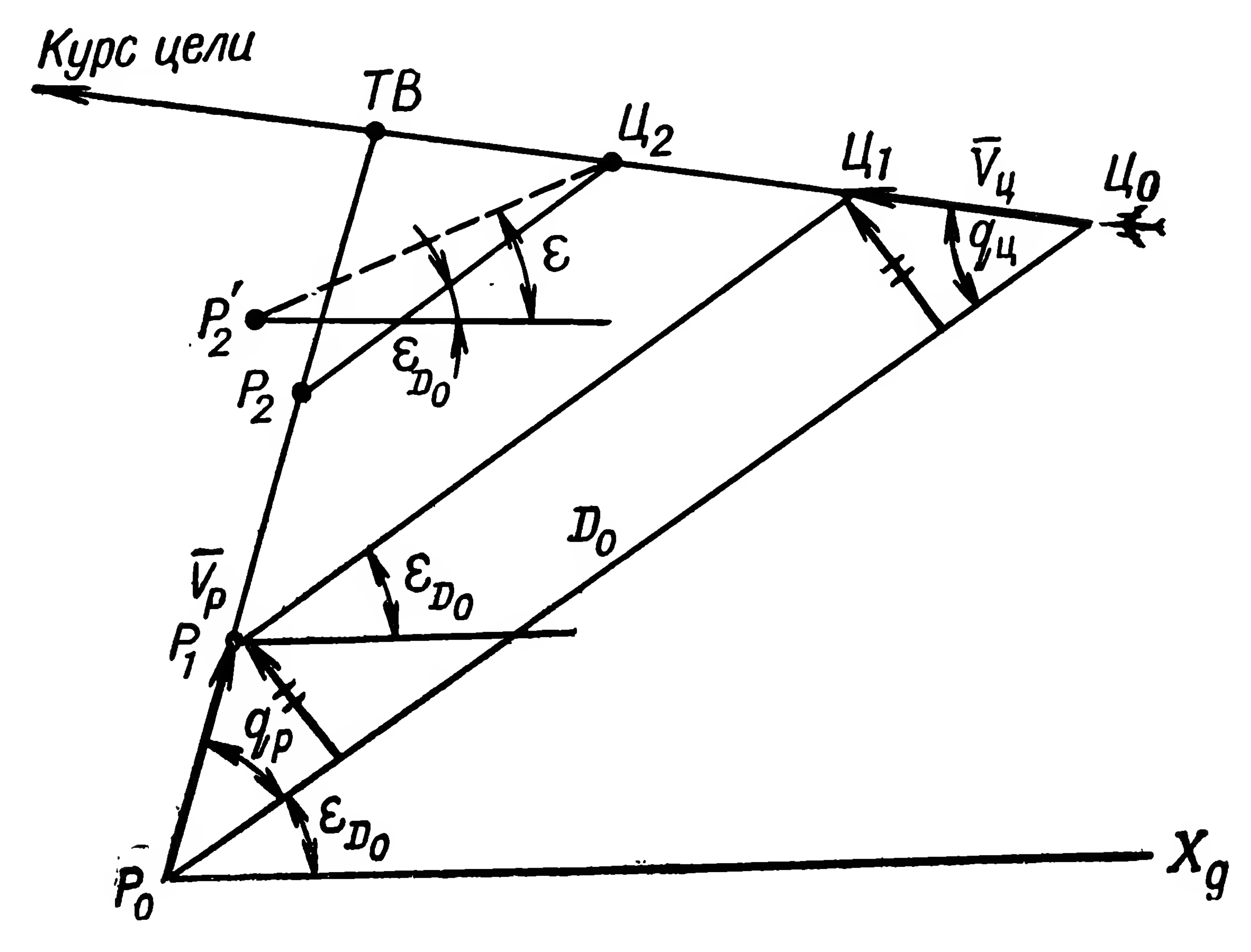


Рис. 2.5. К выводу уравнения параметра рассогласования для метода параллельного сближения

или

$$q_р = \arcsin\left(\frac{V_ц}{V_р}\sin q_ц\right), \tag{2.22}$$

где $\dot{\varepsilon}$ — угловая скорость вращения линии ракета — цель;

ε_{D_0} — угол наклона линии ракета — цель в момент начала наведения;

$q_ц$, $q_р$ — угол между линией ракета — цель и вектором скорости цели и ракеты соответственно.

Уравнения (2.19), (2.20) и (2.21) представляют собой различные формы записи уравнения идеальной связи, которым будут соответствовать следующие формы записи уравнения параметра рассогласования:

$$\Delta = \dot{\varepsilon}; \tag{2.23}$$

$$\Delta = \varepsilon - \varepsilon_{D_0}; \tag{2.24}$$

$$\Delta = q_р - \arcsin\left(\frac{V_ц}{V_р}\sin q_ц\right). \tag{2.25}$$

Каждой из приведенных форм записи уравнения параметра рассогласования соответствует для систем самонаведения своя приборная реализация.

Метод параллельного сближения может быть применен также для наведения ЗУР в системах телеуправления.

Для определения параметра рассогласования применительно к этому случаю предположим, что начало земной системы координат Y_gOZ_g совпадает с положением наземного пункта управления (рис. 2.6) и что в момент начала управления цель находилась в точке $Ц_0$, а ракета — в точке P_0; что начальный угол наклона линии ракета — цель равен ε_{D0} и что через некоторое время t цель переместилась в точку $Ц_1$.

Для выполнения условия плоскопараллельного перемещения линии ракета — цель ракета должна переместиться в точку P_1. При этом будет выполнено уравнение идеальной связи $\varepsilon_D = \varepsilon_{D_0}$. Из треугольника $OP_1Ц_1$ следует, что

$$\frac{D_\text{р}}{\sin\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0}\right)} = \frac{D}{\sin\left(\varepsilon_\text{к} - \varepsilon_\text{ц}\right)}.$$

Отсюда потребный (кинематический) угол наклона вектора дальности ракеты $\varepsilon_\text{к}$ найдется из соотношения

$$\varepsilon_\text{к} = \varepsilon_\text{ц} + \arcsin\left[\frac{D}{D_\text{р}} \sin\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0}\right)\right]. \tag{2.26}$$

Если ракета оказалась не в точке P_1, а в точке P_1', то уравнение параметра рассогласования примет вид

$$\Delta = \varepsilon_\text{к} - \varepsilon_\text{р} = \Delta\varepsilon. \tag{2.27}$$

Переходя от углового к линейному рассогласованию, получим

$$\Delta h = \Delta\varepsilon D_\text{р}. \tag{2.28}$$

Учитывая соотношения (2.27) и (2.28), уравнение параметра рассогласования запишется как

$$\Delta\varepsilon = \left\{\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_\text{р} + \arcsin\left[\frac{D}{D_\text{р}} \sin\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0}\right)\right]\right\} D_\text{р}. \tag{2.29}$$

Полагая, что

$$\begin{gathered}\sin\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0}\right) \approx \varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0};\\ \sin\left(\varepsilon_\text{к} - \varepsilon_\text{ц}\right) \approx \varepsilon_\text{к} - \varepsilon_\text{ц};\ D \approx D_\text{ц} - D_\text{р}\ ,\end{gathered} \tag{2.30}$$

получим в окончательном виде уравнение для параметра рассогласования в линейной мере в виде

$$\Delta h_\text{е} = D_\text{р}\left[\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_\text{р}\right) + \frac{D_\text{ц} - D_\text{р}}{D_\text{р}}\left(\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_{D_0}\right)\right]. \tag{2.31}$$

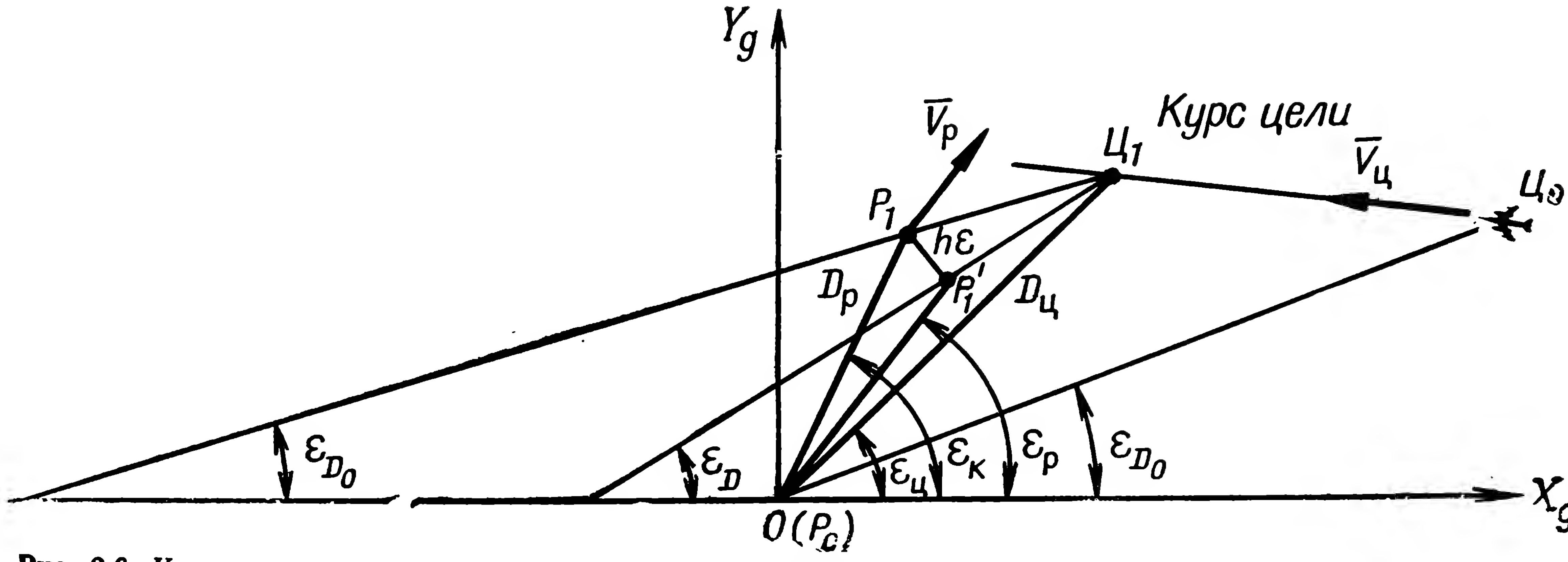


Рис. 2.6. К выводу уравнения параметра рассогласования при реализации метода параллельного сближения в системах телеуправления

Аналогично для другой плоскости

$$\Delta h_{\beta} = D_{р}\left[(\beta_{ц} - \beta_{р}) + \frac{D_{ц} - D_{р}}{D_{р}}\left(\beta_{ц} - \beta_{D_0}\right)\right]. \qquad (2.32)$$

Анализ уравнений (2.31) и (2.32) показывает, что для приборной реализации метода параллельного сближения в системах телеуправления на наземном пункте управления необходимо иметь измерители угловых координат и дальности цели и наводимой на нее ракеты.

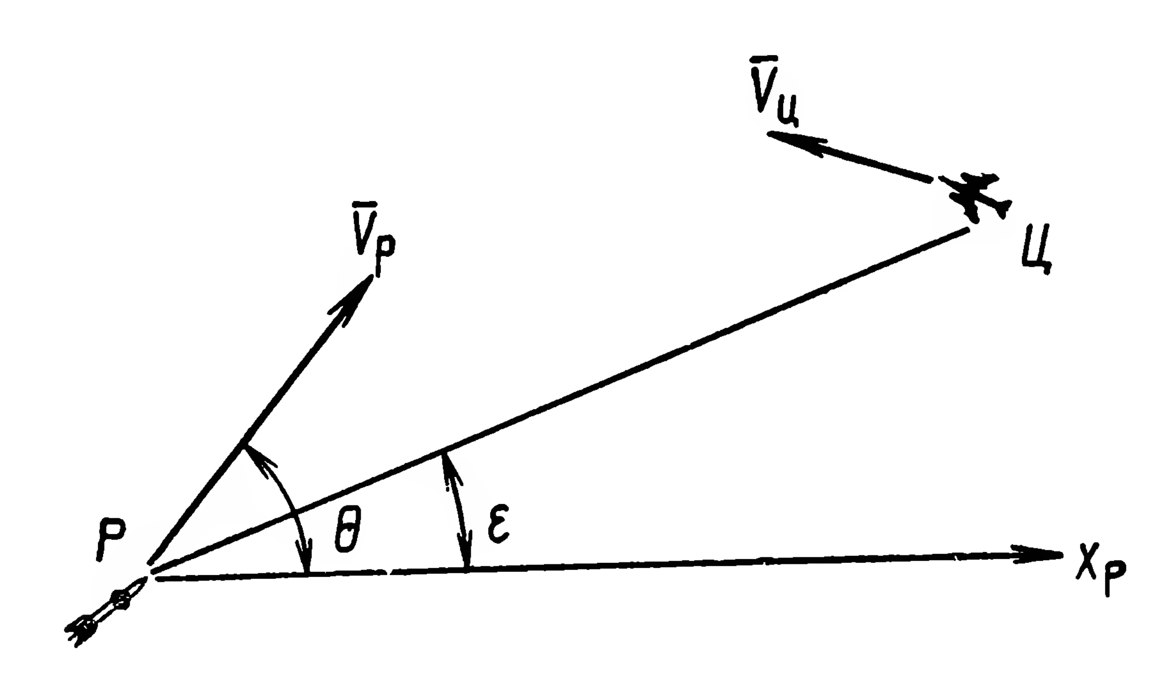


Рис. 2.7. К выводу уравнения параметра рассогласования для метода пропорционального сближения

Вместе с этим требуется знание и запоминание угла наклона линии ракета — цель в момент начала управления. Для измерения текущих координат цели и ракеты могут использоваться радиолокационные или оптические визиры.

Методом пропорционального сближения называется такой метод наведения, при котором требуемое движение ракеты определяется следующим условием: в процессе наведения ракеты на цель скорость вращения вектора скорости ракеты остается пропорциональной угловой скорости вращения линии ракета — цель.

В соответствии с определением уравнение параметра рассогласования в вертикальной плоскости для этого метода запишется в виде (рис. 2.7):

$$\Delta = \kappa\dot{\varepsilon} - \dot{\Theta}, \qquad (2.33)$$

а уравнение идеальной связи

$$\dot{\Theta} = \kappa\dot{\varepsilon}, \qquad (2.34)$$

где $\dot{\varepsilon}$, $\dot{\Theta}$ — угловая скорость вращения линии ракета — цель и вектора скорости ракеты соответственно;

κ — коэффициент пропорциональности.

Рассматриваемый метод, как и метод параллельного сближения, относится к группе методов с переменным углом

упреждения. При идеальном наведении закон изменения требуемого угла упреждения находится из уравнения (2.34), если учесть, что $q=\Theta-\varepsilon$.

В отличие от метода параллельного сближения, при котором требуется мгновенное устранение углового вращения линии ракета — цель, при пропорциональном сближении допускается уменьшение угловой скорости вращения линии ракета — цель.

Другим не менее важным преимуществом этого метода является то, что при $V_р/V_ц>1$ и $\kappa>4$ нормальные потребные перегрузки ракеты в районе точки встречи стремятся к нулю независимо от начальных условий ее старта [22].

Следует отметить, что методы параллельного сближения и погони могут быть получены из уравнения метода пропорционального сближения (2.34). При $\kappa=\infty$ это уравнение переходит в уравнение идеальной связи параллельного сближения ($\varepsilon=0$), а при $\kappa=1$ — в уравнение метода погони ($\varepsilon=\Theta$). Практически установлено, что при $\kappa=4$—6 траектория метода незначительно отличается от траектории метода параллельного сближения, поэтому его можно рассматривать как приближенную реализацию метода параллельного сближения.

2.3. Трехточечные методы наведения

Трехточечными называют методы, при наведении по которым определяется взаимное положение трех точек: цели, ракеты и пункта наведения. Как ранее было сказано, эти методы находят применение в системах телеуправления ЗУР. К их числу относят метод трех точек и методы упреждения.

В зенитных ракетных комплексах пункт наведения расположен на земле, поэтому положение цели и ракеты в пространстве определяется относительно пункта наведения в принятой системе координат. Чаще используется сферическая система координат, что обусловлено применением в качестве измерителей радиолокационных и оптических визиров. При этом положение цели и ракеты относительно пункта наведения однозначно характеризуется угловыми координатами $\varepsilon_ц$, $\varepsilon_р$, $\beta_ц$, $\beta_р$ и наклонной дальностью $D_ц$ и $D_р$. Взаимное положение цели и ракеты может быть оценено разностью этих координат $\Delta\varepsilon=\varepsilon_ц-\varepsilon_р$; $\Delta\beta=\beta_ц-\beta_р$; $\Delta D=D_ц-D_р$.

Методом трех точек называют такой, при наведении по которому в процессе движения к цели ракета должна находиться на линии визирования цели (на линии пункт наведения — цель). Положение линии визирования цели в пространстве определяется координатами $\beta_ц$, $\varepsilon_ц$. Реализация этого метода требует выполнения условия — угловые координаты ракеты в любой момент времени должны быть равны

угловым координатам цели, что можно представить системой уравнений:

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_{к} &= \varepsilon_{ц};\\ \beta_{к} &= \beta_{ц},\end{aligned}\right\} \qquad (2.35)$$

где $\varepsilon_к$, $\beta_к$ — угловые координаты точек кинематической траектории.

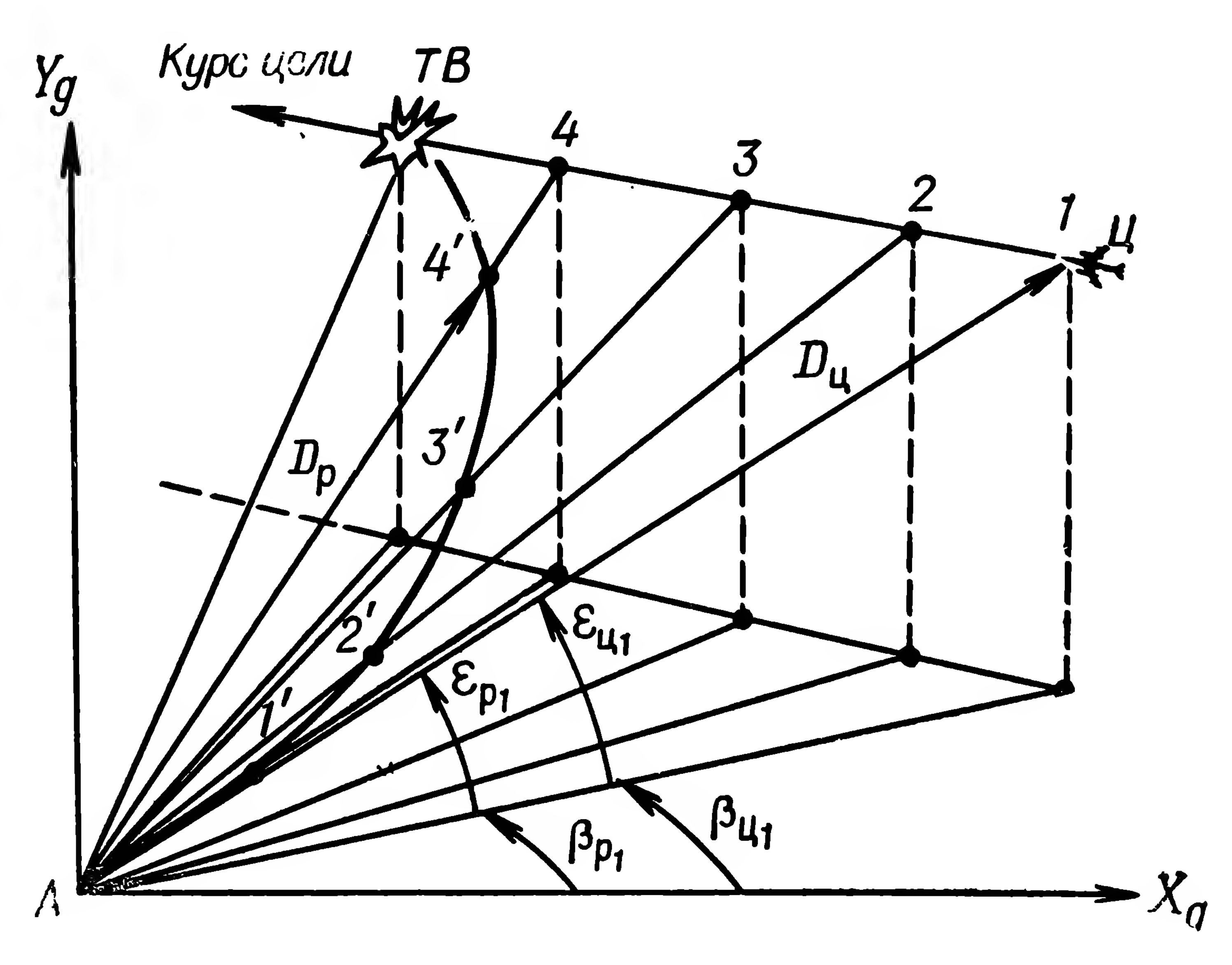


Рис. 2.8. Траектория движения ракеты при наведении по методу трех точек

При точном выполнении этого условия ракета будет двигаться по расчетной (кинематической) траектории (рис. 2.8). Пусть в момент времени t_1 цель находится в точке *1*, при этом положение линии визирования цели *АЦ* определяется координатами $\beta_ц$, $\varepsilon_ц$. В соответствии с требованием метода ракета в данный момент времени должна находиться на линии визирования, например в точке *1′*, т. е. ее угловые координаты должны быть равны угловым координатам цели:

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_{р_1} &= \varepsilon_{ц_1};\\ \beta_{р_1} &= \beta_{ц_1}.\end{aligned}\right\} \qquad (2.36)$$

В следующий момент времени, когда цель находится в точке *2*, а линия визирования имеет направление, характеризуемое координатами $\beta_{ц_2}$, $\varepsilon_{ц_2}$, ракета должна быть в точке *2′* и т. д. В конечном счете соблюдение этого условия приводит к тому, что ракета в определенный момент времени окажется в **точке встречи** с целью (в точке ТВ).

Так как при движении ракеты происходит ее совмещение с целью (накрытие изображения цели), данный метод иногда называют методом совмещения (накрытия) цели. При применении оптических визиров оператор управляет полетом ракеты так, чтобы ее изображение все время совмещалось с изображением цели.

Нарушение условия, налагаемого методом наведения на закон движения ракеты, приводит к появлению параметра рассогласования, который в данном случае характеризует угловое отклонение ракеты от линии визирования цели

$$\left.\begin{aligned}\Delta\varepsilon &= \varepsilon_к - \varepsilon_р;\\ \Delta\beta &= \beta_к - \beta_р.\end{aligned}\right\} \qquad (2.37)$$

По условию метода $\varepsilon_к = \varepsilon_ц$, $\beta_к = \beta_ц$, и уравнение (2.37) можно записать в виде

$$\left.\begin{aligned}\Delta\varepsilon &= \varepsilon_ц - \varepsilon_р;\\ \Delta\beta &= \beta_ц - \beta_р.\end{aligned}\right\} \qquad (2.38)$$

Достоинства метода трех точек:

сравнительно простая приборная реализация устройств измерения координат цели, ракеты и СРП;

возможность применять оптические визиры без измерения $D_ц$.

Недостатки:

при наведении ЗУР по данному методу траектория имеет значительную кривизну, что требует больших располагаемых перегрузок, снижает точность наведения и дальность стрельбы;

при стрельбе по низколетящим целям возможно столкновение ракеты с местными предметами, находящимися на линии визирования цели. Для исключения такого столкновения требуется установка в аппаратуре, воспрещающей пуск, автоматики или устройств предупреждения. Подобного рода устройства установлены в ЗРК «Рапира» (Великобритания).

Методами упреждения называют такие, при наведении по которым ракета упреждает линию визирования цели. В результате кривизна траектории движения ракеты уменьшается, что позволяет увеличить точность наведения и дальность стрельбы (рис. 2.9).

Так, если в некоторый момент времени цель находится в точке *1*, а линия визирования цели занимает положение *АЦ*, то в данный момент времени при точном наведении ракета должна находиться в точке *1''*, упреждая линию визирования на некоторые значения углов места $\varepsilon_{упр_1}$ и азимута $\beta_{упр_1}$.

При нахождении цели в точке *2* ракета должна находиться в точке *2''*, имея соответствующее упреждение $\varepsilon_{упр_2}$, $\beta_{упр_2}$ и т. д.

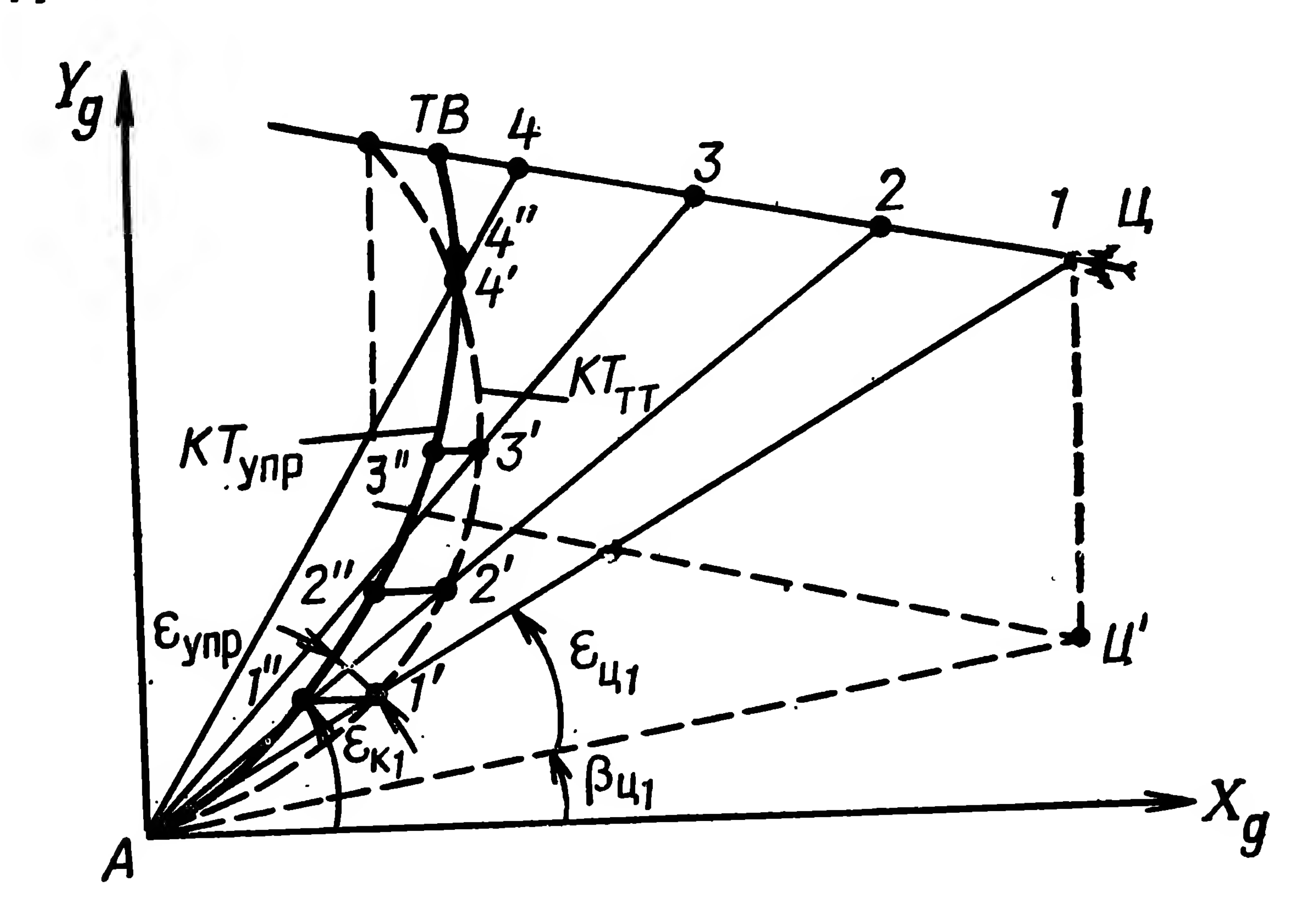


Рис. 2.9. Траектория движения ракеты при наведении ракеты по методу упреждения

Из рис. 2.9 видно, что при приближении к цели величина упреждения уменьшается и в точке встречи становится равной нулю.

Кривая, соединяющая точки *1''*, *2''*, *3''* и т. д., представляет собой **кинематическую траекторию** наведения ЗУР по методу упреждения. На этом же рисунке пунктиром показана кинематическая траектория при методе трех точек ($KT_{тт}$).

Таким образом, уравнение идеальной связи в общем виде может быть представлено системой

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_к &= \varepsilon_ц + \varepsilon_{упр};\\ \beta_к &= \beta_ц + \beta_{упр}.\end{aligned}\right\} \qquad (2.39)$$

Величина упреждения зависит от принятого закона ввода составляющих $\varepsilon_{упр}$ и $\beta_{упр}$, в связи с чем различают методы полного спрямления и частичного спрямления траектории.

Упреждение пропорционально скорости изменения угловых координат цели и времени сближения $t_{сбл}$ ракеты с целью, т. е.

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_{упр} &= \dot{\varepsilon}_ц t_{сбл};\\ \beta_{упр} &= (\dot{\beta}_ц \cos \varepsilon_ц)\, t_{сбл},\end{aligned}\right\} \qquad (2.40)$$

где

$$t_{\text{сбл}} = \frac{D_\text{ц} - D_\text{р}}{\Delta\dot{D}} = \frac{\Delta D}{\Delta\dot{D}}, \text{ а } \Delta D = D_\text{ц} - D_\text{р}.$$

Таким образом, уравнение (2.40) можно записать в виде

$$\varepsilon_{\text{упр}} = \frac{\dot{\varepsilon}_\text{ц}}{\Delta\dot{D}} \Delta D; \quad \beta_{\text{упр}} = \frac{\dot{\beta}_\text{ц} \cos \varepsilon_\text{ц}}{\Delta\dot{D}} \Delta D. \tag{2.41}$$

В уравнениях (2.40) и (2.41) множитель $\cos \varepsilon_\text{ц}$ позволяет пересчитать скорость изменения азимута цели, измеренную в горизонтальной плоскости, в наклонную плоскость наведения.

При методе упреждения параметр рассогласования в угловой мере будет равен:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\varepsilon_{\text{упр}} &= \varepsilon_\text{к} - \varepsilon_\text{р} = (\varepsilon_\text{ц} + \varepsilon_{\text{упр}}) - \varepsilon_\text{р} = \varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_\text{р} + \varepsilon_{\text{упр}}; \\ \Delta\beta_{\text{упр}} &= \beta_\text{к} - \beta_\text{р} = (\beta_\text{ц} + \beta_{\text{упр}}) - \beta_\text{р} = \beta_\text{ц} - \beta_\text{р} + \beta_{\text{упр}}. \end{aligned}\right\} \tag{2.42}$$

Принимая во внимание, что $\varepsilon_\text{ц} - \varepsilon_\text{р} = \Delta\varepsilon$, а $\beta_\text{ц} - \beta_\text{р} = \Delta\beta$, можно записать:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\varepsilon_{\text{упр}} &= \Delta\varepsilon + \varepsilon_{\text{упр}}; \\ \Delta\beta_{\text{упр}} &= \Delta\beta + \beta_{\text{упр}}. \end{aligned}\right\} \tag{2.43}$$

Из уравнений (2.43) следует, что использование параметра рассогласования в угловой мере приведет к увеличению ошибок наведения с увеличением дальности ракеты (как и при методе трех точек), поэтому в качестве параметра рассогласования принимают линейное значение, равное

$$\left.\begin{aligned} h_{\Delta\varepsilon\,\text{упр}} &\approx (\Delta\varepsilon + \varepsilon_{\text{упр}}) D_\text{р}; \\ h_{\Delta\beta\,\text{упр}} &\approx (\Delta\beta + \beta_{\text{упр}}) D_\text{р} \end{aligned}\right\} \tag{2.44}$$

или

$$\left.\begin{aligned} h_{\Delta\varepsilon\,\text{упр}} &= h_{\Delta\varepsilon} + h_{\text{упр}\,\varepsilon}; \\ h_{\Delta\beta\,\text{упр}} &= h_{\Delta\beta} + h_{\text{упр}\,\beta}. \end{aligned}\right\} \tag{2.45}$$

Из уравнения (2.45) видно, что параметр рассогласования имеет в своем составе величину $h_{\Delta\varepsilon}$ $(h_{\Delta\beta})$, характеризующую отклонение ракеты от линии визирования цели, и составляющую упреждения $h_{\text{упр}\,\varepsilon}$ $(h_{\text{упр}\,\beta})$

$$\left.\begin{aligned} h_{\text{упр}\,\varepsilon} &= h_{r\,\varepsilon} = \varepsilon_{\text{упр}} D_\text{р} = \frac{\dot{\varepsilon}_\text{ц}}{\Delta\dot{D}} D_\text{р} \Delta D; \\ h_{\text{упр}\,\beta} &= h_{r\,\beta} = \beta_{\text{упр}} D_\text{р} = \frac{\dot{\beta}_\text{ц} \cos \varepsilon_\text{ц}}{\Delta\dot{D}} D_\text{р} \Delta D. \end{aligned}\right| \tag{2.46}$$

Метод наведения, при котором упреждение вводится в соответствии с формулами (2.46) — полное упреждение, называется методом полного спрямления траектории. При данном методе траектория движения ракеты остается криволинейной, а ее кривизна минимальной.

Метод, при котором величина упреждения равна половине полного упреждения, называется методом половинного спрямления траектории, т. е.

$$\left.\begin{aligned} h_{r\,\varepsilon\,\text{п. с}} &= \frac{1}{2}\,\frac{\dot{\varepsilon}_{\text{ц}}}{\Delta\dot{D}}\,D_{\text{р}}\Delta D; \\ h_{r\,\beta\,\text{п. с}} &= \frac{1}{2}\,\frac{\dot{\beta}_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}}}{\Delta\dot{D}}\,D_{\text{р}}\Delta D. \end{aligned}\right\} \qquad (2.47)$$

Достоинства методов упреждения:

меньшая кривизна траектории движения ракеты и, как следствие этого, меньшие потребные перегрузки ЗУР;

возможность наведения ЗУР на быстролетящие цели;

бóльшие (по сравнению с методом трех точек) дальности стрельбы.

Недостатки:

более сложная приборная реализация;

увеличение ошибок наведения вследствие ввода производных от измеренных значений угловых координат цели, дальности цели и ракеты.

3. ЗЕНИТНАЯ РАКЕТА КАК ОБЪЕКТ УПРАВЛЕНИЯ

3.1. Основные характеристики ЗУР

Зенитной управляемой ракетой (ЗУР) называют беспилотный летательный аппарат с реактивным двигателем, предназначенный для доставки боевого заряда в область нахождения цели [40].

Для выполнения своего назначения зенитная управляемая ракета должна обладать определенными (заданными) летно-тактическими характеристиками, выражающими количественно дальность, высоту и скорость полета, геометрические и массовые данные ракеты. Значения этих характеристик для современных ЗУР лежат в широком диапазоне, что определяется назначением зенитного ракетного комплекса, составной частью которого является ракета.

Дальность полета ЗУР может быть определена как максимальная дальность, которую может достичь ракета, и как боевая дальность — дальность управляемого полета, на которой ракета обладает требуемой маневренностью, обеспечивающей заданную точность наведения на цель.

В общем случае дальность полета является функцией большого числа факторов, таких, как скорость полета в момент окончания работы ракетного двигателя, высота полета, масса ракеты, совершенство аэродинамической схемы и др., т. е.

$$D_р = f(V_к, H_р, G_р, \ldots). \qquad (3.1)$$

Величина конечной скорости полета зависит от калорийности применяемого топлива и конструктивных особенностей двигательной установки. Для определения ее значения может быть использована известная формула К. Э. Циолковского:

$$V_к = \kappa U_г \ln(1 + Z_0), \qquad (3.2)$$

где κ — некоторый коэффициент, меньший единицы;

$U_г$ — скорость истечения газа из сопла двигательной установки ракеты;

Z_0 — число Циолковского, представляющее собой отношение массы топлива $m_т$ к массе конструкции ракеты m_0.

Необходимо отметить, что приведенная формула справедлива для вычисления скорости полета ракеты при отсутствии сопротивления среды и силы тяжести. Очевидно, что для реальных условий конечная скорость полета будет иметь меньшие значения.

Анализируя формулу (3.2), видим, что увеличение скорости полета ракеты может быть достигнуто за счет повышения величин $U_г$ и Z_0, первая из которых ограничена свойствами ракетных топлив, вторая — конструктивными особенностями ракет. Для увеличения числа Z_0 прибегают к применению составных (многоступенчатых) ракет.

Многоступенчатыми называют ракеты, состоящие из нескольких частей (ступеней), каждая из которых имеет свой ракетный двигатель. В процессе полета по мере полного расхода топлива происходит отделение предыдущей ступени от основной, чем достигается большая конечная скорость полета последующей ступени.

С учетом формулы (3.2) конечная скорость полета ракеты после окончания работы первой ступени $V_{к1} = U_{г1} \ln (1 + Z_{01})$; конечная скорость после окончания работы второй ступени $V_{к2} = U_{г2} \ln (1 + Z_{02})$ и т. д.

Если $V_{к1} = V_{к2} = \ldots = V_{кn}$ и $Z_{01} = Z_{02} = \ldots = Z_{0n}$, то конечная скорость полета ракеты после окончания работы последней ступени будет определяться выражением

$$V_{кn} = knU_г \ln (1 + Z_{0n}). \qquad (3.3)$$

Зенитные управляемые ракеты чаще имеют две ступени, т. е. являются двухступенчатыми: первая ступень — полностью собранная ЗУР, вторая ступень, сообщающая ракете требуемую скорость движения на траектории наведения, — маршевая.

При полете на различных высотах ракета испытывает сопротивление воздушной среды, что значительно влияет на скорость и, как следствие этого, на дальность полета. На малых высотах плотность атмосферы больше, на больших — меньше. В соответствии с этим сопротивление воздушной среды убывает с высотой, а дальность полета ракет возрастает. Снижение плотности атмосферы приводит к уменьшению эффективности воздушных рулей, т. е. при тех же углах отклонения их от нейтрального положения ракета развивает меньшие поперечные перегрузки, а значит, имеет меньшую маневренность.

Дальность управляемого полета ограничивается в основном располагаемыми перегрузками, определяющими способность ракеты отрабатывать выдаваемые на рули команды управления с допустимым запаздыванием.

Высотный диапазон ЗУР определяется высотами полета воздушных целей. Однако создание ракет, способных поражать цели на всех высотах их полета, представляет некоторые технические трудности, так как, во-первых, для поражения целей на большой высоте необходимо иметь ракету с большой энергетикой, что связано с увеличением мощности двигательной установки и большим расходом топлива. Это приводит к снижению числа Циолковского и, как следствие, к уменьшению конечной скорости полета и точности наведения; во-вторых, уничтожение целей на малых высотах требует наведения ракет по траекториям, проходящим в плотных слоях атмосферы, что вызывает уменьшение скорости и дальности полета ЗУР.

Геометрические и массовые данные ракет в большей степени зависят от совершенства бортовой аппаратуры — ее компактности и массы. Применение в бортовой аппаратуре элементов микроэлектроники, использование оптических устройств сопровождения целей, рациональная компоновка позволяют значительно снизить габаритные размеры и массу ракет при тех же весовых характеристиках боевого заряда.

Габаритные размеры характеризуются калибром, длиной ракеты, площадью миделя. Калибр ракеты представляется как диаметр корпуса планера и измеряется в миллиметрах.

Длина ракеты измеряется как расстояние от носовой до хвостовой части, при этом различают полную длину ракеты (при наличии всех ее ступеней) и длину отдельных ступеней.

Для выполнения своего боевого предназначения и решения задач управляемого полета ракета имеет в своем составе планер, двигательную установку, аппаратуру управления, автопилот, взрыватель, боевую часть, бортовые источники электроэнергии.

Планер является несущей конструкцией ракеты и состоит из корпуса и аэродинамических поверхностей. Корпус планера в большинстве случаев имеет цилиндрическую форму с конической или оживальной носовой частью. Оживальная носовая часть имеет в качестве образующей дугу окружности.

Корпус выполняется из легкого прочного металла и имеет продольные и поперечные силовые элементы (стрингеры, лонжероны, шпангоуты). Форма корпуса выбирается из расчета получить наименьшее сопротивление воздушной среды при полете ракеты.

По длине корпус разделен на отсеки и имеет головную, среднюю и хвостовую части. В хвостовой части устанавливается ракетный двигатель, в средней — аппаратура управления, в носовой, как правило, — взрыватель и боевая часть (боевое снаряжение).

Аэродинамические поверхности состоят из крыльев и рулей. Первые из них создают подъемную силу, вторые обес-

печивают управление по высоте и курсу; в соответствии с назначением их называют рулями высоты и курса.

В большинстве случаев ЗУР бывают крестокрылыми, т. е. имеют по два комплекта крыльев и других поверхностей, расположенных во взаимно перпендикулярных плоскостях. Схема размещения, при которой крылья и рули расположены в вертикальной и горизонтальной плоскостях, называется плюсообразной. Если же они сдвинуты относительно этих плоскостей на 45° — иксообразной.

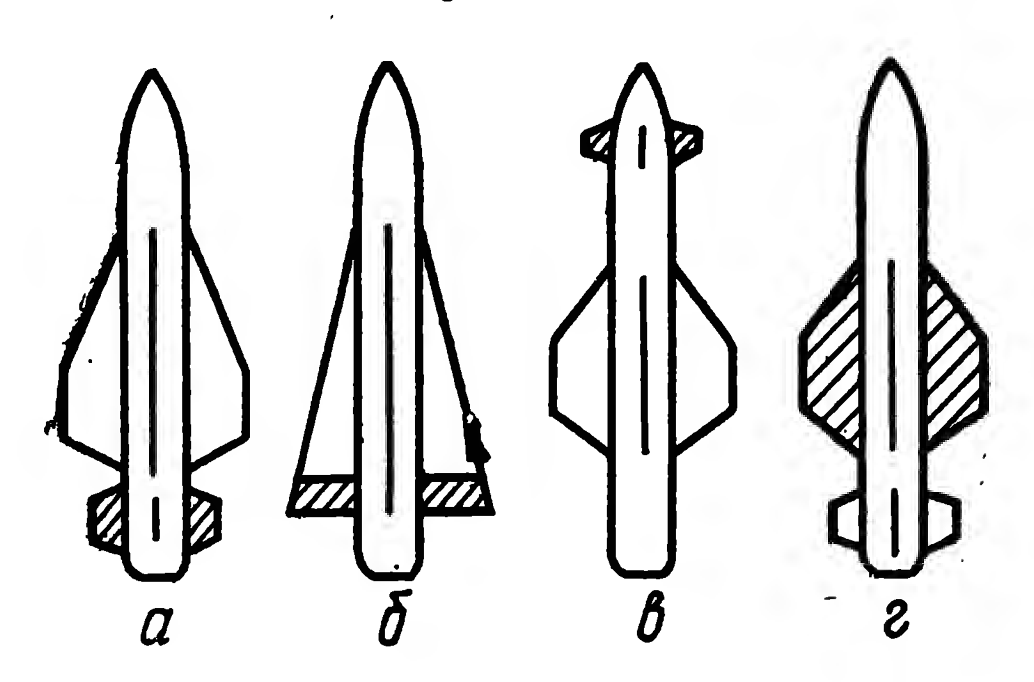


Рис. 3.1. Аэродинамические схемы ЗУР:
а — «нормальная»; *б* — «бесхвостка»; *в* — «утка»; *г* — «поворотное крыло»

В зависимости от взаимного расположения аэродинамических поверхностей и их положения относительно центра масс ракеты различают аэродинамические схемы ЗУР: «нормальная», «утка», «поворотное крыло», «бесхвостка» (рис. 3.1).

При «нормальной» схеме рули расположены за крыльями в хвостовой части корпуса позади центра масс ракеты.

В схеме «утка» рули устанавливаются перед крыльями впереди центра масс.

В схеме «поворотное крыло» управление полетом производится изменением положения крыльев.

Схема «бесхвостка» близка к «нормальной» схеме. В ней рули располагаются непосредственно за крыльями и связаны с ними конструктивно.

Двигательная установка содержит ракетный двигатель и топливную систему, в состав которой входят топливные баки и устройства подачи топлива. В некоторых типах ракетных двигателей (например, работающих на твердом топливе) топливо содержится в самом двигателе и топливные баки отсутствуют. Одноступенчатые ракеты имеют один двигатель. На двухступенчатых ракетах устанавливаются два двигателя: стартовый и маршевый.

Двигатель маршевой ступени устанавливается чаще в хвостовой части второй ступени ракеты соосно, при этом могут

применяться различные виды ракетных двигателей, работающих на жидком и твердом топливах.

Стартовый двигатель, как правило, твердотопливный и размещается соосно в хвостовой части первой ступени ракеты или навешивается на специальные устройства — пилоны — симметрично по периферии хвостовой части второй ступени. По мере выгорания топлива стартовый двигатель автоматически сбрасывается.

Аппаратура наведения (управления) обеспечивает управление полетом ракеты. В одних типах ЗУР она представляется как часть аппаратуры управления, предназначенной для приема команд с пункта наведения и передачи их на автопилот, в других — самостоятельно формирует команды управления. В этом случае в ее состав входят устройства измерения параметра рассогласования (координатор) и счетно-решающий прибор (СРП).

Автопилот предназначен для стабилизации ракеты в полете, предотвращая ее произвольное вращение под действием внешних сил. Вместе с этим он принимает участие в управлении полетом ракеты. Сигналы стабилизации в автопилоте формируются специальными датчиками, суммируются с командами управления и подаются на органы управления рулями.

Взрыватель и боевая часть составляют боевое снаряжение ракеты, обеспечивающее непосредственное поражение цели. На ЗУР, как правило, устанавливаются неконтактные взрыватели, осуществляющие подрыв боевой части без соприкасания ракеты с целью (радиовзрыватели, инфракрасные взрыватели и др.).

Боевая часть содержит боевой заряд (взрывчатое вещество), оболочку, устройства подрыва и предохранительно-исполнительный механизм (см. подразд. 1.4).

Для обеспечения радиоаппаратуры электроэнергией на борту устанавливают источники питания, чаще выполняемые в виде аккумуляторных батарей.

3.2. Системы координат ЗУР

Изменение положения ракеты в воздушном пространстве обусловлено действием на нее некоторых сил и моментов, при этом ее положение в пространстве можно определить только по отношению к другим телам.

Для анализа процесса движения ракеты вводят в рассмотрение системы координат, позволяющие определить положение ракеты как материальной точки и изменение ее ориентации в пространстве. Обычно для этого пользуются земной системой координат и двумя связанными системами, одна из которых связана с осями координат ракеты, дру-

гая — с направлением воздушного потока (направлением вектора скорости ракеты).

Земная система координат представляет собой прямоугольную систему $AX_gY_gZ_g$ (рис. 3.2), начало осей которой совмещается с точкой старта, ось AY_g направлена вертикально вверх, ось AX_g — горизонтально и ось AZ_g — перпендикулярно двум первым так, что система осей является правой. В этой системе координат положение центра масс ракеты в пространстве определится координатами $X_{gp}Y_{gp}Z_{gp}$. При рассмотрении ориентации ракеты относительно прямоугольной земной системы координат начало ее может быть перенесено в точку o центра масс.

Ориентация ракеты в земной системе координат характеризуется тремя углами: тангажа ϑ, крена γ и рыскания (курса) Ψ.

Углом тангажа называют угол в вертикальной плоскости между направлением продольной оси ракеты ox_1 и горизонтальной плоскостью. Величина угла ϑ при полете ЗУР может изменяться в значительных пределах.

Угол крена есть угол между вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось ox_1 ракеты, и осью oy_1. Возникновение угла крена обусловливается поворотом ракеты вокруг продольной оси. Следует заметить, что некоторые ЗУР в полете стабилизируются по крену так, что его величина все время остается постоянной, чаще равной нулю, т. е. управление командами по крену отсутствует. В этом случае при отработке команд управления ракета не имеет угла скольжения.

Углом рыскания называется угол между осью AX_g земной системы координат и проекцией продольной оси ox_1 на горизонтальную плоскость.

Связанная система координат $ox_1y_1z_1$ — такая, начало координат которой совмещено с центром масс ракеты, ось ox_1 направлена по продольной оси; оси oy_1, oz_1 лежат в плоскостях аэродинамической симметрии ракеты и образуют правую систему, при этом ось oy_1 лежит в вертикальной плоскости. Изменение ориентации ракеты в пространстве приводит к изменению положения осей связанной системы относительно земной.

В результате такого изменения углы тангажа, крена, рыскания приобретают новые значения.

Скоростная (поточная) система $oxyz$ имеет начало осей координат в центре масс, ось ox направлена по вектору скорости V_p, оси oy, oz (на рис. 3.2 не показаны) лежат в плоскости, нормальной (перпендикулярной) к вектору скорости. Скоростная система координат часто используется для анализа сил и моментов, действующих на ракету в полете.

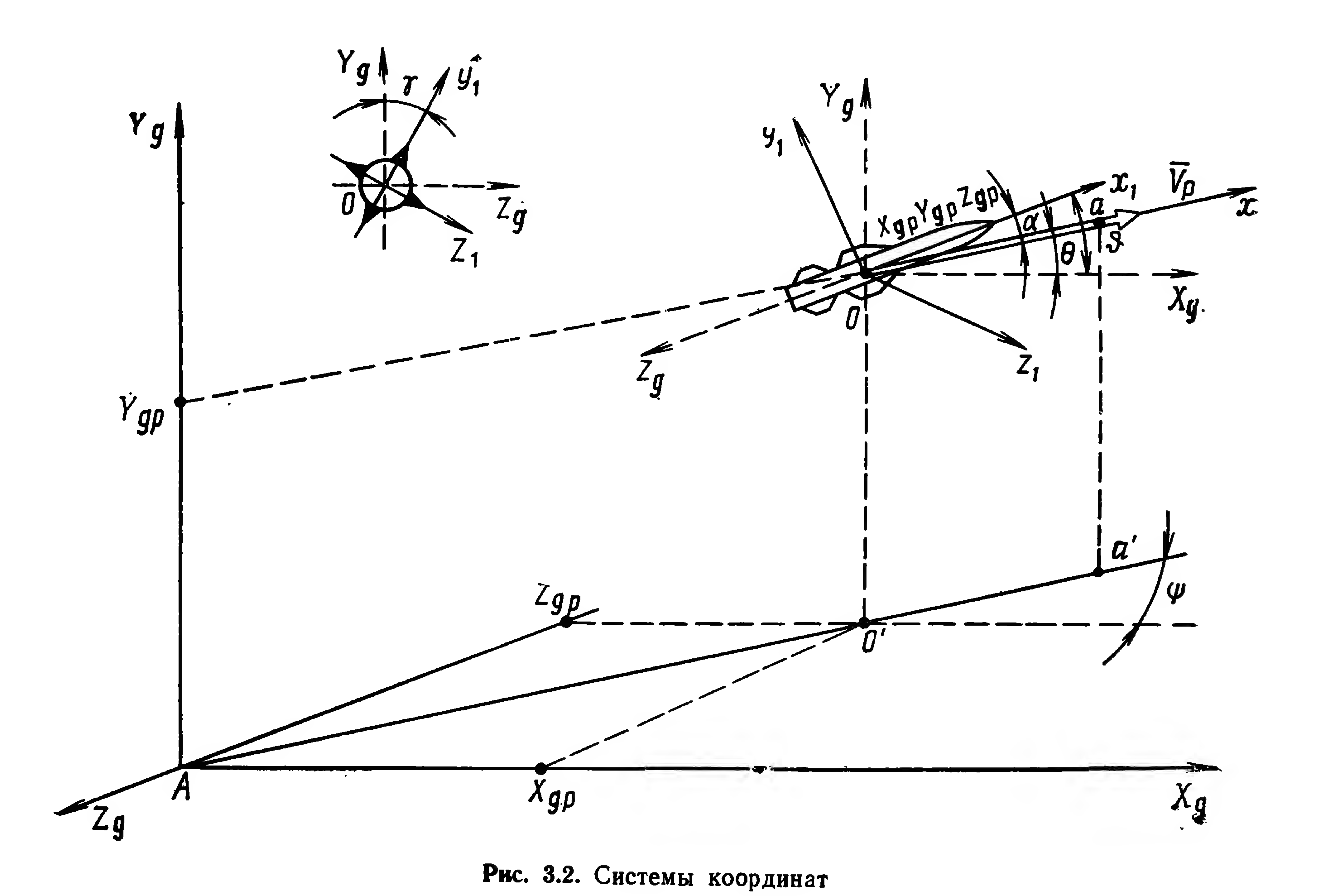


Рис. 3.2. Системы координат

Положение скоростной системы координат относительно земной определяется углами Θ, $\psi_с$, $\gamma_с$, аналогичными для связанной системы.

Из рис. 3.2 видно, что углы ϑ и Θ измеряются в разных вертикальных плоскостях, если вектор скорости ракеты и ось ox_1 не лежат в одной плоскости.

Ориентация ракеты относительно вектора скорости $\overline{V}_р$ определяется двумя углами: атаки и скольжения.

Угол атаки α есть угол между проекцией вектора скорости ракеты $\overline{V}_р$ на вертикальную плоскость симметрии ox_1y_1 и продольной осью ox_1. Под углом атаки α понимают угол, под которым воздушный поток атакует ракету. Он может иметь как положительные, так и отрицательные значения. Его величина для современных ЗУР находится в пределах нескольких градусов. Различают угол атаки ракеты и угол атаки рулей $\alpha_р$.

Угол скольжения β (на рис. 3.2 не показан) — это угол между вектором скорости ракеты $\overline{V}_р$ и плоскостью ox_1y_1. Угол скольжения положительный, когда вектор скорости $\overline{V}_р$ находится справа относительно плоскости ox_1y_1.

При угле крена, равном нулю, угол скольжения также равен нулю, т. е. $\gamma=0$ и $\beta=0$, $\Theta=(\vartheta-\alpha)$ или $\vartheta=\Theta+\alpha$.

В отдельных случаях может быть использована полускоростная система координат, в которой ось oy всегда находится в вертикальной плоскости.

3.3. Силы и моменты, действующие на ракету в полете

Зенитная управляемая ракета движется в воздушной среде в поле сил земного тяготения, что оказывает определенное влияние на характер движения ЗУР и оценивается некоторыми силами.

Движение ракеты происходит под действием силы P, создаваемой ракетным двигателем. Эта сила называется **реактивной силой** или тягой ракетного двигателя. Она направлена вдоль продольной оси ракеты ox_1.

Величина тяги зависит от характеристик ракетного двигателя и применяемого в нем топлива. В общем виде зависимость тяги от указанных выше факторов можно представить формулой

$$P=\frac{G}{g}U_г+(p_с-p_н)\,s_с, \tag{3.4}$$

где G — секундный расход топлива (расход газа, истекающего из камеры сгорания за 1 с);

$U_г$ — скорость истечения газов на срезе сопла двигателя;

g — ускорение свободно падающего тела;

$P_с$ — давление газа на срезе сопла;

$P_н$ — атмосферное давление на высоте H;
$s_с$ — площадь выходного сечения сопла.

Величина тяги определяет дальность и скорость полета ракеты. На некоторых типах ЗУР устанавливаются двигатели с регулируемой тягой [22].

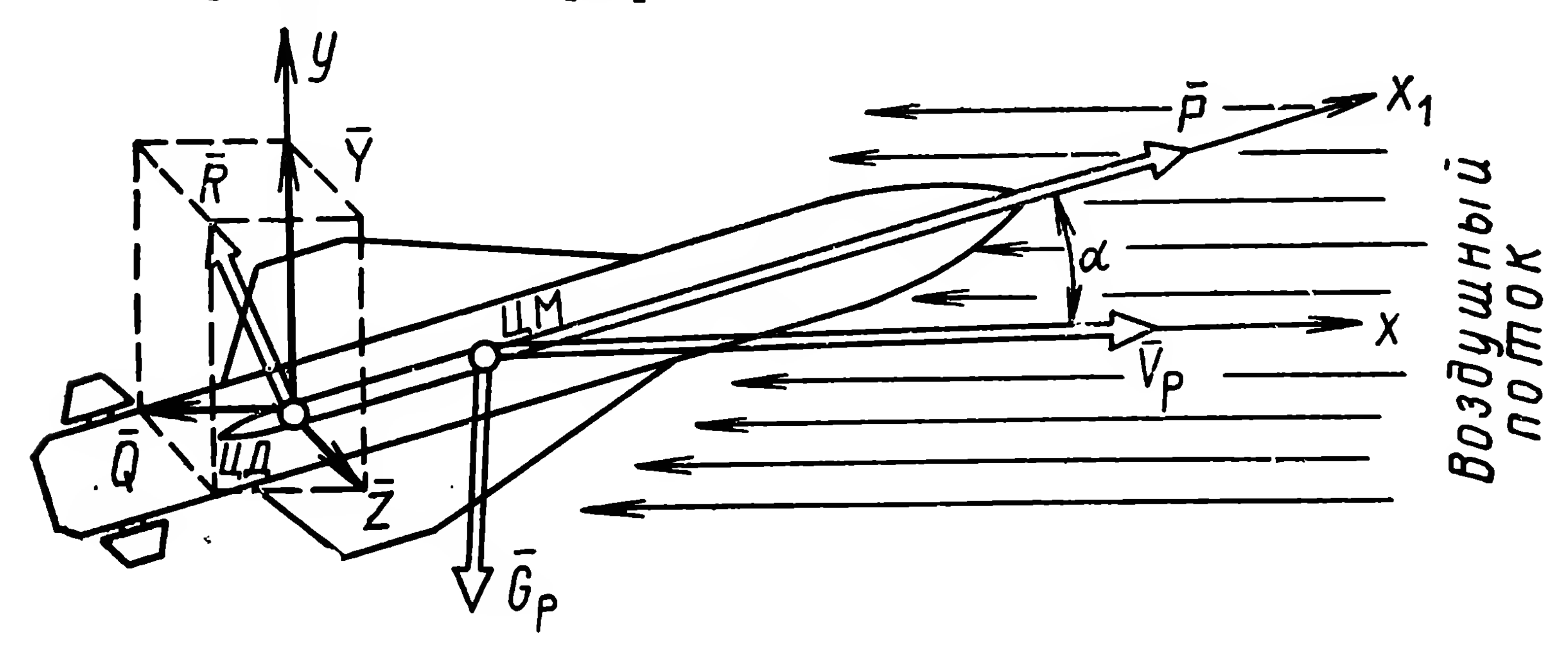


Рис. 3.3. Силы, действующие на ракету в полете:
$\bar{P}$ — тяга; $\bar{G}_р$ — сила тяжести; $\bar{R}$ — полная аэродинамическая сила; $\bar{Y}$ — подъемная сила; $\bar{Z}$ — боковая сила; $\bar{Q}$ — сила лобового сопротивления

Сила тяжести $G_р$ есть сила притяжения ракеты к Земле. Она равна произведению массы $m_р$ на ускорение свободно падающего тела:

$$G_р = g m_р. \tag{3.5}$$

Если принять значение g постоянным (что справедливо для диапазона рассматриваемых нами высот), то силу тяжести ракеты в любой момент времени можно определить из выражения

$$G_р = G_{р\,0} - \int_0^t G_с(t)\,dt, \tag{3.6}$$

где $G_{р0}$ — начальная масса ракеты (масса ракеты при старте);
t — время работы двигательной установки.

Действие силы тяжести вызывает отклонение ракеты от траектории требуемого движения, поэтому для обеспечения точного наведения принимают специальные меры.

Движение ракеты в воздушной среде вызывает появление **аэродинамической силы.** Причинами ее возникновения являются вязкость воздуха, обусловливающего трение его частиц о поверхность ракеты, неравномерность разрежения и сжатия воздушного потока около различных частей летящей ракеты.

Равнодействующая всех сил, обусловленных воздействием потока воздуха на ракету, называется **полной аэродинамической силой** R. Она приложена к центру давления ракеты, который, как правило, не совпадает с центром масс (рис. 3.3).

Для установления связи между полной аэродинамической силой и ее составляющими рассмотрим некоторую пластинку (например, элемент площади крыла ракеты) и набегающий воздушный поток (рис. 3.4). Пластинка движется со скоростью $\overline{V}$ относительно воздушного потока и имеет угол атаки α. В результате струйки воздушного потока будут разделяться кромкой *А* так, что обтекание пластинки окажется несимметричным, при этом скорость движения частиц воздушного потока относительно пластинки у кромки *А* будет больше, чем у кромки *Б*. Так как струйки потока воздуха при малых скоростях движения пластинки можно рассматривать непрерывными, то в области больших скоростей давление воздуха будет меньше, в области меньших скоростей — больше. Это положение вытекает из закона Бойля — Мариотта, в соответствии с которым произведение численных значений давления и объема газа при постоянной температуре имеет постоянное значение.

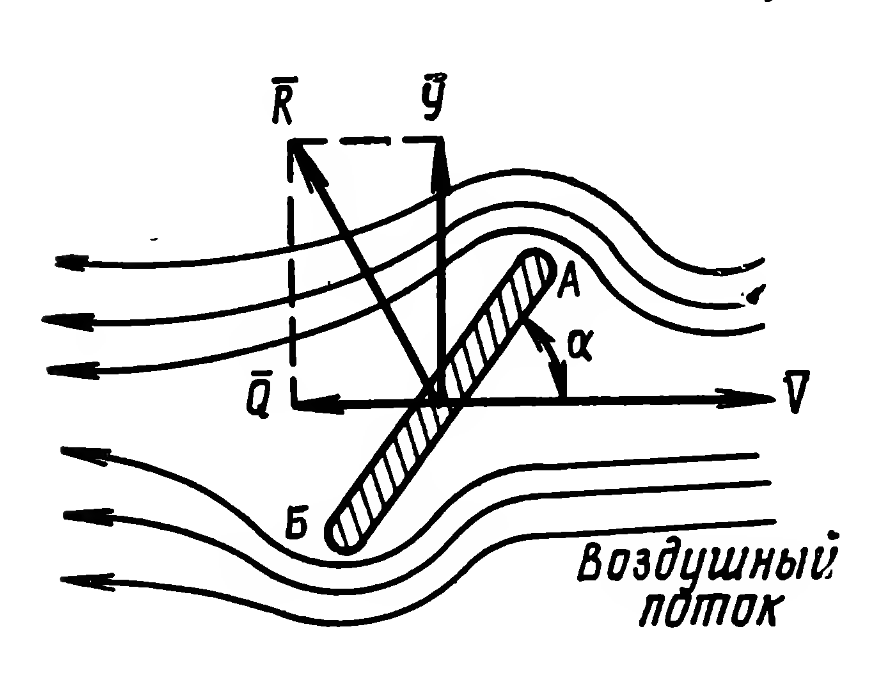


Рис. 3.4. Возникновение подъемной силы

Таким образом, из сказанного выше следует, что давление над пластинкой будет меньше $p<p_1$, чем под ней (p_1 — давление в набегающем дозвуковом потоке, p — давление у кромок пластинки). Разность давлений приводит к возникновению аэродинамической силы R, величина и направление которой будут определяться действием факторов, рассмотренных ранее, а также величиной угла атаки, скорости движения и площади пластинки.

Полная аэродинамическая сила в данном случае может быть разложена на две составляющие, одна из которых направлена вдоль воздушного потока (по направлению, противоположному вектору скорости), другая — перпендикулярно к нему.

Сила, направленная вдоль воздушного потока, называется **силой лобового сопротивления** и чаще обозначается буквой Q. Из ранее сказанного следует, что эта сила есть результат действия сил вязкости, давления и других составляющих сопротивления воздушной среды.

Для количественной оценки этой силы, действующей на ЗУР, пользуются формулой

$$Q = C_X \frac{\rho V_p^2}{2} S, \qquad (3.7)$$

где ρ — плотность воздуха в точке нахождения ракеты;
C_X — коэффициент лобового сопротивления;
S — характерная площадь ракеты.

Множитель $\frac{\rho V_р^2}{2}$ характеризует удельную силу давления, называемую скоростным напором.

Из формулы (3.7) следует — сила лобового сопротивления ракеты пропорциональна скоростному напору. При $V_р = \text{const}$ лобовое сопротивление изменяется с высотой полета, так как величина ρ есть функция высоты. Так, при полете ракеты на высоте 1 км относительная плотность воздуха равна 0,9074, а на высоте 15 км 0,1580, т. е. меньше в 5,7 раза. Величина скоростного напора при скорости ракеты, равной скорости звука, на высоте 15 км в 7,5 раза меньше, чем на высоте 1 км. В соответствии с этим будет изменяться с высотой и сила лобового сопротивления. Это важное обстоятельство учитывается при стрельбе по целям, находящимся на больших дальностях.

В формуле (3.7) коэффициент лобового сопротивления C_X зависит в основном от числа M, равного отношению скорости ракеты к скорости звука, углов атаки и скольжения. Наибольшее изменение C_X имеет в области $M=1$.

В качестве характерной площади S осесимметричных ракет часто принимают площадь их миделева сечения, т. е. площадь сечения корпуса ракеты, перпендикулярного его продольной оси в месте наибольшего диаметра.

Вторая составляющая полной аэродинамической силы $\overline{R}$, перпендикулярная вектору скорости пластинки, называется **подъемной силой** Y. Величина этой силы также пропорциональна скоростному напору и характерной площади ракеты:

$$Y = C_Y \frac{\rho V_р^2}{2} S, \qquad (3.8)$$

где C_Y — коэффициент подъемной силы.

Подъемная сила увеличивается с увеличением скорости полета ракеты и уменьшается с увеличением высоты. Коэффициент C_Y, как в предыдущей формуле, является функцией числа M, а также угла атаки и угла отклонения рулей $\delta_р$, т. е.

$$C_Y = f(M, \alpha, \delta_р).$$

При угле атаки $\alpha=0$ $C_Y=0$. Изменение знака угла атаки приведет к изменению знака коэффициента C_Y. Увеличение значения α вызывает рост C_Y и, как следствие этого, величины подъемной силы. Однако это продолжается до некоторых критических углов атаки $\alpha_{кр}$, после чего происходит срыв воздушного потока и указанная выше зависимость на-

рушается. В области летных углов атаки, составляющих несколько градусов, зависимость может быть принята линейной.

Наличие подъемной силы обусловливает полет аэродинамического аппарата в воздушной среде и его маневренные свойства.

На рис. 3.3 показаны силы, действующие на ЗУР. Напомним, что сила тяжести $\overline{G}_р$ и тяга $\overline{P}$ приложены к центру масс *ЦМ*, который перемещается в пространстве со скоростью $\overline{V}_р$. Полная аэродинамическая сила приложена к центру давления *ЦД*.

Как уже упоминалось, в процессе выгорания топлива положение центра масс будет меняться и может привести к нарушению устойчивого равновесия ракеты.

Ракета имеет устойчивое равновесие, если центр масс *ЦМ* находится от центра давления *ЦД* ближе к носовой части корпуса.

При угле атаки $\alpha=0$ на ракету будут действовать тяга P, сила лобового сопротивления Q и сила тяжести ракеты $G_р$. Подъемная сила равна нулю, так как при осевой симметрии ракеты и симметричном потоке обтекания разность давлений в верхней и нижней областях ракеты равна нулю.

Наличие силы тяжести ракеты при этих условиях приведет к тому, что горизонтальный полет невозможен, и ракета теряет высоту. Очевидно, что условием горизонтального полета является равенство сил $\overline{Y}=\overline{G}_р$. Для выполнения этого условия необходимо задать угол атаки и скорость полета. При заданном значении угла атаки минимально необходимая скорость полета определится из выражения

$$V_{р\,min} \geqslant \sqrt{\frac{2G_р}{S\rho C_Y^{\alpha}\alpha}}.$$

Если же известно значение скорости полета, то требуемая величина α_{min}, необходимая для горизонтального полета ракеты,

$$\alpha_{min} = \frac{2G_р}{V_р^2 \rho S C_Y^{\alpha}}.$$

Практически полет зенитных управляемых ракет к цели происходит с набором высоты. Поэтому в процессе полета ракета должна иметь угол атаки $\alpha \geqslant \alpha_{min}$.

Управление полетом требует создания не только подъемной, но и **боковой силы**, способной изменить положение вектора скорости $V_р$ в желаемом направлении. Это достигается поворотом рулей курса на некоторый угол или изменением угла крена. В результате возникает угол скольжения и полная аэродинамическая сила оказывается расположенной в плоскости, имеющей некоторый угол к вертикальной плоско-

сти AX_gY_g. В этом случае аэродинамическая сила может быть разложена по правилу параллелограмма на три составляющие: подъемную силу Y, действующую в направлении оси oy; силу лобового сопротивления Q, направленную в сторону, противоположную вектору скорости ракеты $V_р$; боковую силу Z, действующую по оси oz. Величина боковой силы определяется по формуле

$$Z = C_z \frac{\rho V_р^2}{2} S,$$

где C_z — коэффициент боковой силы.

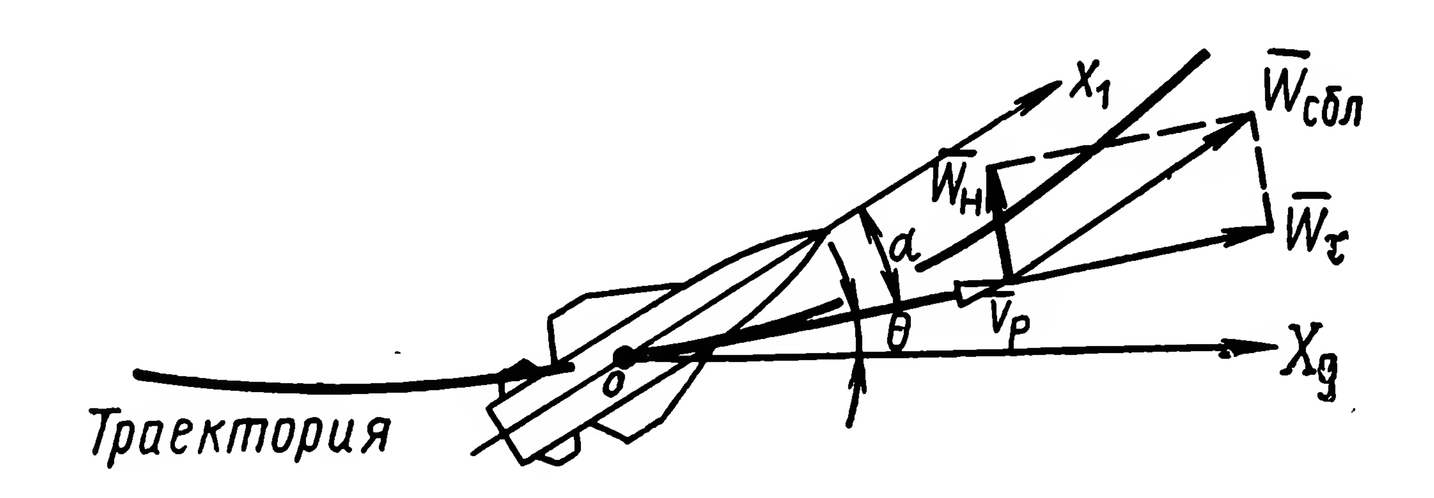


Рис. 3.5. Составляющие ускорения сближения

Для осесимметричной ракеты факторы, определяющие величину боковой силы, аналогичны факторам, от которых зависит подъемная сила.

Силы, действующие на ракету в полете, создают условия для управления движением по курсу и тангажу. Поскольку траектория требуемого движения в большинстве случаев является криволинейной, необходимо непрерывно изменять направление вектора скорости ракеты, который, как известно, всегда касателен к траектории при нахождении ракеты в данной точке.

Таким образом, управление полетом ракеты сводится к управлению положением вектора $\overline{V}_р$, т. е. к сообщению ракете некоторого ускорения $\overline{W}_{сбл}$. Разложив вектор $\overline{W}_{сбл}$ на две составляющие (рис. 3.5) — касательную к траектории $\overline{W}_\tau$ и нормальную к вектору скорости $\overline{W}_н$, можно увидеть, что составляющая W_τ не изменяет направления полета, тогда как составляющая $W_н$ обеспечивает движение центра масс ракеты как материальной точки по криволинейной траектории. Обычно принято говорить, что управление полетом сводится к управлению величиной нормальных ускорений

$$W_н = V_р \dot{\Theta}, \qquad (3.9)$$

но $\dot{\Theta} = V_р/\rho_т$, поэтому величина нормального ускорения определится как

$$W_{н.тр} = \frac{V_р^2}{\rho_т}. \quad (3.10)$$

Чем больше кривизна траектории требуемого движения (чем меньше радиус $\rho_т$), тем бо́льшие нормальные ускорения должна развивать ракета для движения по этой траектории.

При наличии нормального ускорения происходит сближение ракеты с кинематической траекторией. Величина ускорения сближения

$$\overline{W}_{сбл} = \overline{W}_н + \overline{W}_т. \quad (3.11)$$

За некоторое время полета t ракета пройдет путь, равный

$$\overline{L}_р = \int_0^t \int_0^t \overline{W}_{сбл}\, dt\, dt = \overline{L}_н + \overline{L}_т. \quad (3.12)$$

Расстояние $L_н$, пройденное ракетой в направлении, нормальном к вектору скорости $V_р$,

$$\overline{L}_н = \int_0^t \int_0^t \overline{W}_н\, dt\, dt.$$

На практике иногда при рассмотрении вопросов управления пользуются не нормальными ускорениями, а перегрузками, которые должна иметь ракета при отработке команд управления. При этом различают потребные и располагаемые перегрузки.

Под **перегрузкой** понимают отношение всех действующих сил (без силы тяжести) к силе тяжести ракеты:

$$n_р = \frac{\sum F_i}{G_р}. \quad (3.13)$$

Так как $G_р = m_р g$, а $F = m_р W_р$, то $n_р = W_р/g$.

Отсюда следует, что перегрузка есть число, указывающее, во сколько раз развиваемое ракетой ускорение больше или меньше ускорения свободно падающего тела. Различают нормальные $n_н$ и продольные n_x перегрузки ЗУР. Чем большие перегрузки имеет ракета, тем быстрее она может отработать задаваемые команды управления, т. е. тем выше ее маневренность. Установлено, что для наведения ракет на цели, совершающие маневр, необходимо обеспечить $n_р \geqslant 2n_ц$, т. е. ракета должна развивать нормальные ускорения, превышающие максимальные нормальные ускорения цели.

Потребными называют перегрузки, которые должна развивать ракета для движения по траектории требуемого движения.

Располагаемая перегрузка есть перегрузка, которую развивает ракета при максимальном угле отклонения рулей.

Как уже упоминалось, для управления полетом ракеты необходимо иметь превосходство располагаемых перегрузок над потребными. Так как $n_н = W_н/g = V_р\dot{\Theta}\,g$, то величина перегрузки зависит от скорости полета ракеты.

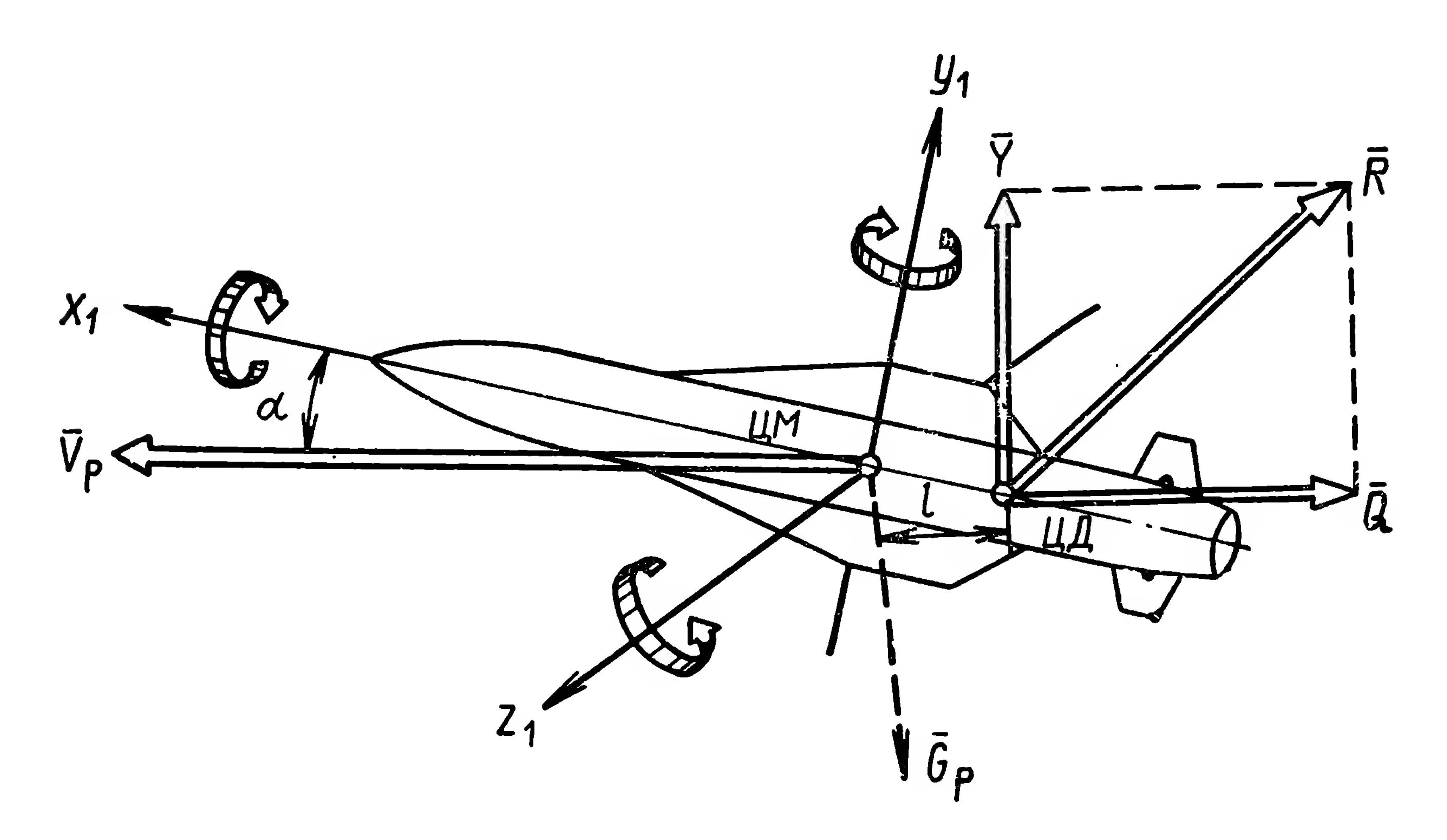


Рис. 3.6. Составляющие полного аэродинамического момента

Полная аэродинамическая сила $\bar{R}$, действующая на ракету в полете, приложена к центру давления *ЦД*, не совпадающему с центром масс ракеты *ЦМ*. В результате возникает момент, называемый полным аэродинамическим моментом $\bar{M}_R$, характеризуемый величиной и направлением (рис. 3.6).

Если представить движение ракеты как сумму поступательного движения ее центра масс и вращательного движения относительно центра масс, то полную аэродинамическую силу R полагают приложенной в точке *ЦМ*, а ее действие, вызывающее вращение ракеты относительно *ЦМ*, заменяют моментом

$$M_R = Rh, \tag{3.14}$$

где h — плечо приложения силы R, величина которого зависит от скорости ракеты, угла атаки и других факторов.

Вектор **полного аэродинамического момента** $\bar{M}_R$ можно представить тремя составляющими — его проекциями на оси связанной системы координат $ox_1y_1z_1$, т. е.

$$\bar{M}_R = \bar{M}_{x_1} + \bar{M}_{y_1} + \bar{M}_{z_1}.$$

Каждый из этих моментов вызывает вращение ракеты вокруг ее осей.

Момент $\overline{M}_{x_1}$ вызывает вращение ракеты относительно продольной оси ox_1 и называется **моментом крена**, моменты $\overline{M}_{y_1}$, $\overline{M}_{z_1}$ — поворот ракеты вокруг осей oy_1, oz_1 соответственно и называются **моментами курса (рысканья) и тангажа.**

Каждый из этих моментов представляет собой сумму моментов:

$$\left.\begin{aligned} \overline{M}_{x_1} &= \overline{M}_{x_1\,\text{демпф}} + \overline{M}_{x_1\,\text{упр}}; \\ \overline{M}_{y_1} &= \overline{M}_{y_1\,\text{ст}} + \overline{M}_{y_1\,\text{демпф}} + \overline{M}_{y_1\,\text{упр}}; \\ \overline{M}_{z_1} &= \overline{M}_{z_1\,\text{ст}} + \overline{M}_{z_1\,\text{демпф}} + \overline{M}_{z_1\,\text{упр}}, \end{aligned}\right\} \qquad (3.15)$$

где $\overline{M}_{x_1\,\text{демпф}}$, $\overline{M}_{y_1\,\text{демпф}}$, $\overline{M}_{z_1\,\text{демпф}}$ — демпфирующие (тушащие) моменты;

$\overline{M}_{y_1\,\text{ст}}$, $\overline{M}_{z_1\,\text{ст}}$ — стабилизирующие моменты рыскания и тангажа;

$\overline{M}_{x_1\,\text{упр}}$, $\overline{M}_{y_1\,\text{упр}}$, $\overline{M}_{z_1\,\text{упр}}$ — управляющие моменты.

Природа появления этих моментов показана на рис. 3.6, на котором показано воздействие сил на ракету в плоскости тангажа. Так при наличии угла атаки α полная аэродинамическая сила R имеет две составляющие: подъемную силу Y и силу лобового сопротивления Q. Пользуясь известным из физики правилом, перенесем все силы в центр масс с учетом моментов, создаваемых ими. Видим, что силы Y и Q создают моменты, поворачивающие ракету вокруг оси oz_1 в плоскости тангажа. Направление поворота ракеты показано стрелкой.

Величина момента этих сил

$$M_{z_1\,\text{ст}} = Yl\cos\alpha + Ql\sin\alpha, \qquad (3.16)$$

где l — расстояние между центром масс и центром давления.

С появлением и ростом угла атаки этот момент стремится повернуть ракету в сторону уменьшения α, поэтому его называют стабилизирующим. Наличие такого момента свидетельствует о том, что ракета статически устойчива и ее продольная ось стабилизируется относительно вектора скорости и центра масс.

Заметим, что для уменьшения инерционности некоторых типов ЗУР в полете их делают статически неустойчивыми: центр давления выносят вперед относительно центра масс. В результате возникает опрокидывающий момент, вызывающий увеличение угла атаки при его возникновении.

Придание некоторой устойчивости достигается системой стабилизации.

Стабилизирующий момент рыскания имеет аналогичную природу и создает некоторое препятствие для увеличения угла рыскания при его возникновении. Величина стабилизирующего момента по крену мала, и его можно не учитывать.

Демпфирующий момент возникает при наличии поворота ракеты относительно оси oz_1 с некоторой угловой скоростью ω_{z_1}. Появление этого момента связано с неравномерным распределением по поверхности ракеты аэродинамических сил давления воздуха при ее вращении относительно оси oz_1. Его величина может быть определена из выражения

$$M_{z_1\ \text{демпф}} = m_{z_1}^{\omega} \frac{\rho V_{\text{р}}^2}{2} S \frac{L_{\text{к}}}{V_{\text{р}}} \omega_{z_1} = M_{z_1}^{\omega} \omega_{z_1}, \qquad (3.17)$$

где $m_{z_1}^{\omega}$ — коэффициент демпфирующего момента, зависящий от скорости полета ракеты (числа М);

$M_{z_1}^{\omega}$ — коэффициент, зависящий от скорости и высоты полета ракеты;

$L_{\text{к}}$ — характерный линейный размер ракеты (может быть принят равным ее длине).

Наличие демпфирующего момента препятствует вращению ракеты вокруг оси oz_1, так как он направлен в сторону, противоположную угловой скорости вращения ω_{z1}.

Управляющие моменты — моменты, создаваемые рулями управления ракеты относительно ее центра масс.

При отклонении рулей на угол $\delta_{\text{р}}$ относительно нейтрали возникает подъемная сила руля $Y_{\text{р}}$ (рис. 3.7), перпендикулярная вектору скорости ракеты. Если ЦМ не совпадает с ЦД, появляется управляющий момент

$$M_{z_1\ \text{упр}} = Y_{\text{р}} l_{\text{р}},$$

где $l_{\text{р}}$ — плечо, равное проекции расстояния между точкой приложения подъемной силы руля и центром масс на направление вектора скорости ракеты.

Момент M_z вызывает поворот ракеты относительно оси oz_1 в направлении увеличения угла атаки α. Вместе с этим подъемная сила крыла $Y_{\text{кр}}$, приложенная в некоторой точке C_1 и имеющая плечо $l_{\text{кр}}$, создает момент

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{кр}} l_{\text{кр}},$$

стремящийся повернуть ракету в противоположном направлении. В режиме установившегося полета эти моменты равны.

Для изменения направления полета ракеты в рассматриваемой плоскости необходимо изменить угол поворота руля,

что приведет к изменению величины $Y_р$ и момента $M_р$. В результате нарушится равенство моментов, и ракета начнет поворачиваться вокруг оси oz_1, изменяя направление своего полета. При некотором новом значении угла атаки наступит равенство моментов и ракета перейдет в режим установившегося полета.

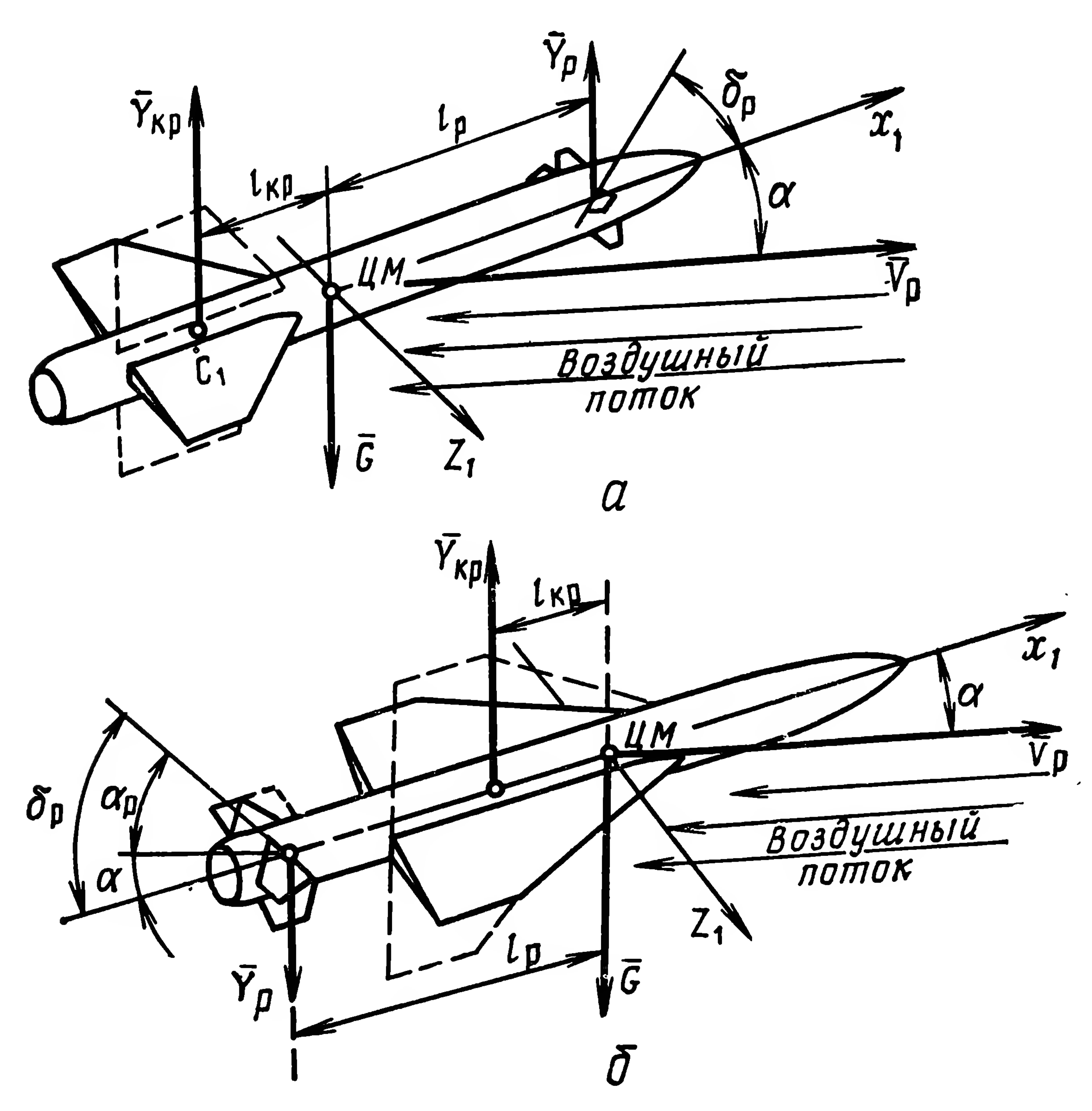


Рис. 3.7. К определению управляющих моментов:
а — схема «утка»; *б* — «нормальная» схема

Изменение величины и направления управляющего момента производится поворотом рулей ракеты под действием команд управления. Кроме аэродинамических рулей могут быть использованы и другие органы управления ЗУР.

3.4. Уравнения движения ракеты

Решение задач управления полетом и стабилизации ракеты требует математического описания движения центра масс под действием приложенных сил. В результате составляется система дифференциальных уравнений, включающая уравнения продольных и поперечных сил, действующих на ракету, уравнения моментов, уравнения углов.

Знание этих уравнений и их решений позволяет определить характер траектории полета ракеты, учесть факторы, влияющие на точность наведения, и определить соответствующие меры для достижения желаемых результатов.

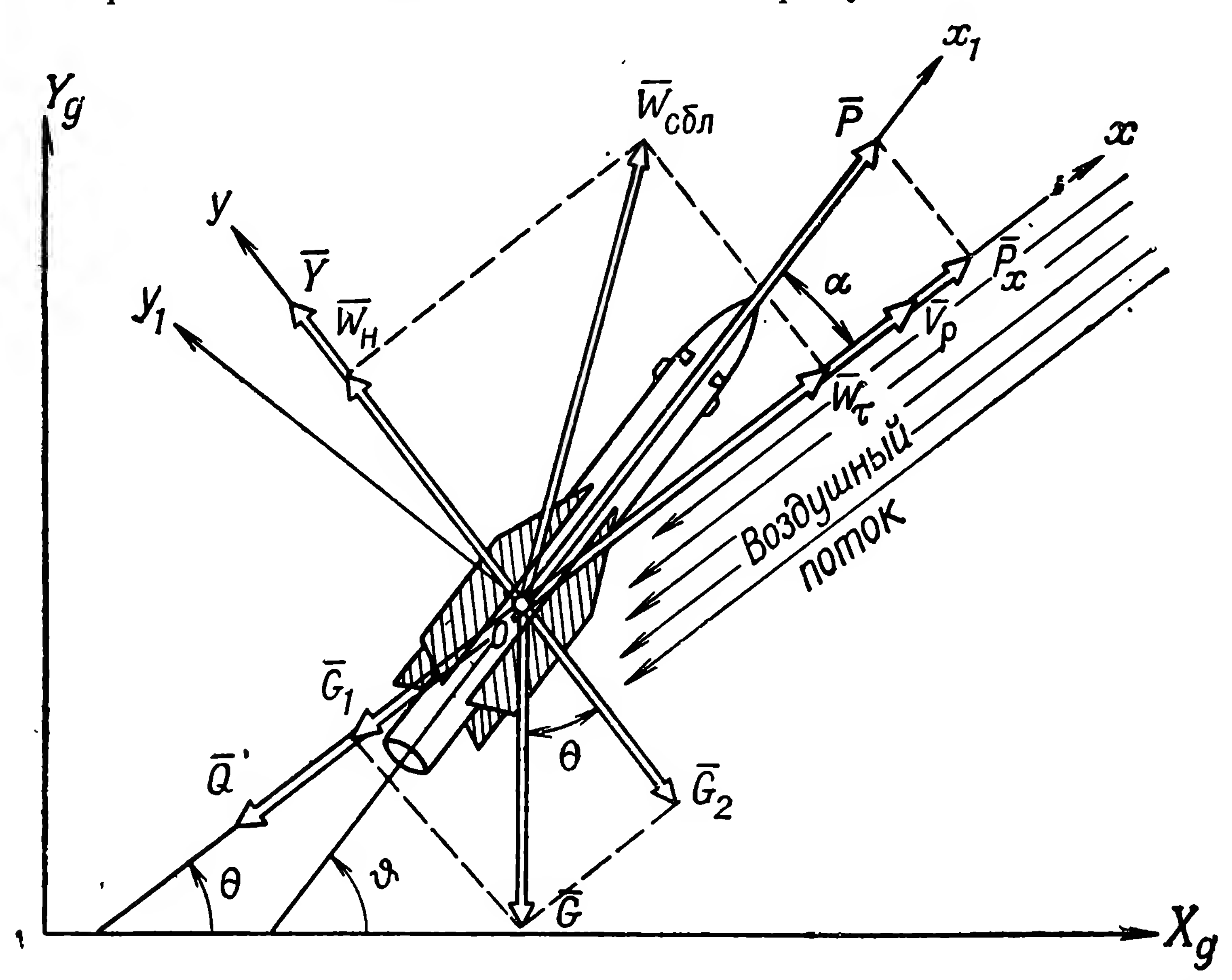


Рис. 3.8. К выводу уравнения сил, действующих на ЗУР в полете

Рассмотрим продольное движение ЗУР и составим соответствующие уравнения. Решение системы уравнений позволит получить передаточную функцию ракеты и ее кинематических звеньев, установить факторы, определяющие дальность и высоту полета, маневренные свойства, точность наведения на цель.

На активном участке траектории полета ракеты действуют тяга двигателя, масса ракеты, полная аэродинамическая сила. Каждая из этих сил вызывает ускорения. В соответствии с известным законом механики можем записать

$$m_р \overline{W}_р = \sum \overline{F}_i.$$

Пользуясь полученным ранее представлением о составляющих полной аэродинамической силы, действующих в направлении осей поточной системы координат $oxyz$, и перенеся все силы в центр масс, запишем уравнения движения ракеты для вертикальной плоскости (рис. 3.8).

Система уравнений содержит:

уравнение сил, действующих в направлении вектора скорости движения центра масс (уравнение продольных сил):

$$m_р W_\tau = m_р \dot{V}_р = P\cos\alpha - Q - G_р \sin\Theta; \qquad (3.18)$$

уравнение сил, перпендикулярных (нормальных) вектору скорости:

$$m_р W_н = m_р V_р \dot{\Theta} = P \sin\alpha + Y - G_р \cos\Theta. \qquad (3.19)$$

При малых значениях угла атаки принимают $\sin\alpha \approx \alpha$ и $\cos\alpha \approx 1$. В результате уравнения системы (3.18), (3.19) примут вид

$$\left.\begin{aligned} m_р \dot{V}_р &= P - Q - G_р \sin\Theta, \\ m_р V_р \dot{\Theta} &= P\alpha + Y - G_р \cos\Theta. \end{aligned}\right\} \qquad (3.20)$$

Из уравнения продольных сил следует, что ракета будет обладать ускорением, если $P > Q + G_р \sin\Theta$, т. е. если тяга превосходит силу лобового сопротивления и составляющую силы тяжести ракеты, действующую по оси ox_1.

Нормальные ускорения, необходимые для управления полетом ракеты, могут быть получены из условия

$$Y \geqslant (G_р \cos\Theta - P\alpha) > 0. \qquad (3.21)$$

Приведенное неравенство указывает на то, что при $\alpha = 0$ подъемная сила отсутствует и действует составляющая силы тяжести, нормальная к вектору скорости ракеты. Ее действие приводит к отклонению ракеты от траектории требуемого движения, вызывая ошибки наведения. Нормальное ускорение, которое будет иметь рыкета под действием этой составляющей силы тяжести,

$$W_р = g \cos\Theta. \qquad (3.22)$$

Для создания подъемной силы при определенной тяге двигателя необходимо задать угол атаки

$$\alpha > G_р \cos\Theta / P.$$

Это неравенство указывает на возможность управления ракетой в вертикальной плоскости путем изменения угла атаки.

В процессе движения ракеты в вертикальной плоскости происходит ее вращение относительно центра масс и конкретно вокруг оси oz_1. Величина момента вращения (как для твердого тела) равна произведению момента инерции ракеты на угловое ускорение $\dot{\omega}_{z_1}$. Момент вращения возникает при действии ранее рассмотренных сил и, как следствие этого, соответствующих моментов: стабилизирующего, демпфирующего и управляющего, поэтому

$$I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} = M_{z_1 ст} + M_{z_1 демпф} + M_{z_1 упр} = M_{z_1}. \qquad (3.23)$$

Принимая во внимание, что $\dot{\omega}_{z_1} = \ddot{\vartheta}$, уравнение (3.23) можно представить в виде

$$I_{z_1} \ddot{\vartheta} = M_{z_1}. \qquad (3.24)$$

Дополним полученную систему уравнением связи углов

$$\vartheta = \Theta + \alpha. \qquad (3.25)$$

Решение системы уравнений движения ракеты в вертикальной плоскости дает возможность получить передаточную функцию стабилизированной ракеты в виде

$$K^{\frac{\alpha}{\delta_p}}(P) = \frac{\alpha(P)}{\delta_p(P)} = \frac{a_\delta}{T^2P^2 + 2\xi TP + 1}, \qquad (3.26)$$

где a_δ — относительный коэффициент эффективности рулей;
T — постоянная времени;
ξ — коэффициент демпфирования ракеты.

Эта функция характеризует колебания ракеты по углу атаки при отклонении руля высоты.

Из выражения (3.26) следует, что ракета представляется колебательным звеном, имеющим слабое затухание ($\xi = 0{,}1$—$0{,}5$). Постоянная времени T имеет величину порядка секунды.

Поскольку величины T и ξ существенно зависят от высоты и скорости полета ракеты, то передаточная функция имеет переменные параметры.

Естественно, что управление ракетой при ее значительных колебаниях не представляется возможным, поэтому принимаются специальные меры, увеличивающие коэффициент демпфирования. Одной из них является применение систем стабилизации.

Связь угла атаки и угла наклона вектора скорости ракеты можно характеризовать передаточной функцией

$$K^{\frac{\Theta}{\alpha}}(P) = \frac{\Theta(P)}{\alpha(P)} = \frac{1}{T_V P}, \qquad (3.27)$$

где T_V — аэродинамическая постоянная времени ракеты, определяющая скорость разворота ракеты при заданном угле атаки, т.е. характеризует маневренные свойства.

Формула (3.27) позволяет представить связь углов Θ и α интегрирующим звеном, откуда следует, что с течением времени наличие угла атаки приводит к изменению величины Θ. При установке рулей высоты в нейтральное положение ($\alpha = 0$) величина угла Θ остается неизменной, что придает ракете свойство памяти.

Передаточная функция звена, устанавливающего связи между углом тангажа ϑ и углом наклона вектора скорости ракеты, имеет вид

$$K_{\Theta}^{\vartheta}(P) = \frac{\vartheta(P)}{\Theta(P)} = T_V P + 1. \tag{3.28}$$

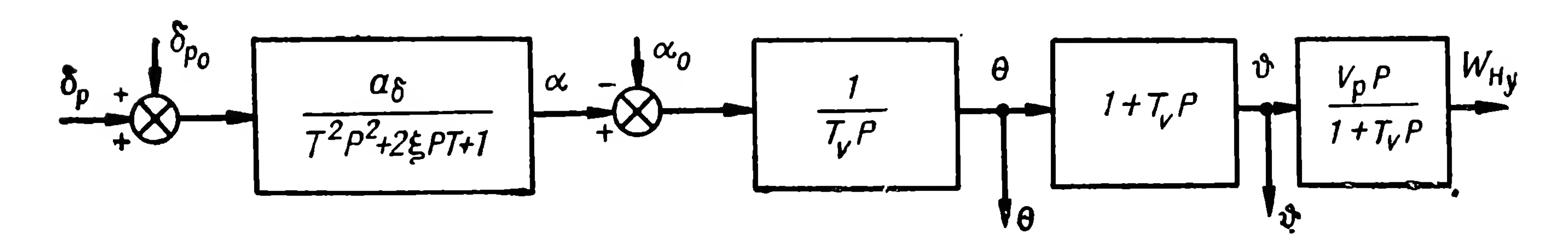


Рис. 3.9. Структурная схема нестабилизированной ракеты

Передаточные функции звеньев, устанавливающих связи между нормальным ускорением ракеты и углами ϑ и Θ, имеют вид

$$K_{\vartheta}^{W_н}(P) = \frac{W_н(P)}{\vartheta(P)} = \frac{V_р P}{1 + T_V P}; \; K_{\Theta}^{W_н}(P) = \frac{W_н(P)}{\Theta(P)} = V_р P, \tag{3.29}$$

где $V_р$ — скорость ракеты.

Приведенные передаточные функции позволяют построить структурную схему нестабилизированной ракеты (рис. 3.9) и получить передаточные функции для ее продольного движения.

Аналогичным образом могут быть записаны передаточные функции ракеты, устанавливающие связи между углом отклонения элеронов и углом крена, между углом отклонения рулей курса и углом скольжения.

Так, передаточная функция ракеты по крену имеет вид

$$K_{\gamma}^{\delta_э}(p) = \frac{\delta_э(p)}{\gamma(p)} = \frac{a_\gamma}{p(T_\gamma p + 1)}, \tag{3.30}$$

где a_γ — коэффициент усиления ракеты для канала крена;
T_γ — постоянная времени ракеты по крену.

Анализ выражения (3.30) показывает, что структурная схема движения ракеты по крену состоит из интегрирующего и инерционного звеньев, что свидетельствует об увеличении угла крена во времени при наличии угла отклонения элеронов, при этом отработка углов крена происходит с некоторым запаздыванием.

Знание передаточных функций дает возможность выявить необходимые меры по стабилизации угловых движений ракеты, что имеет весьма важное значение.

3.5. Стабилизация ракеты в полете

В предыдущих разделах ракета представлялась как летательный аппарат, ориентация осей координат которого не имела существенного значения. Однако на практике часто возникает необходимость сохранять заданную при старте ориентацию ракеты на весь цикл наведения и предотвращать ее угловые перемещения, не предусмотренные методом наведения. Вместе с тем в процессе полета ракета подвержена воздействию внешних сил, вызывающих появление моментов, стремящихся повернуть ее вокруг осей ox_1, oy_1, oz_1. В результате ракета может оказаться неустойчивой, что приведет к невозможности ее управления.

Пространственное движение ракеты в общем случае можно разделить на три независимых движения: в вертикальной плоскости (или движение в плоскости тангажа), в азимутальной плоскости (или движение в плоскости курса), относительно продольной оси ox_1 (движение по крену).

Возможность изменения углового положения ракеты зависит от величины моментов инерции относительно соответствующих осей. Наименьший из них ракета имеет относительно оси ox_1, в результате чего может происходить вращение ракеты по крену. Такое вращение в конечном счете может привести к смене действия рулей, при которой рули высоты могут оказаться в роли рулей курса и наоборот. Управление полетом в этом случае окажется невозможным.

Для исключения самопроизвольных изменений углового положения ракеты применяют систему стабилизации, которая содержит канал стабилизации по крену, канал стабилизации по тангажу и канал стабилизации по курсу. Аппаратура системы стабилизации размещается на борту ракеты и входит в состав автопилота.

Автопилот ЗУР решает две задачи: стабилизацию угловых движений ракеты относительно центра масс и управление положением самого центра масс ракеты в пространстве в соответствии с командами управления. Аппаратура системы стабилизации составляет основу автопилота. В состав этой аппаратуры входят чувствительные элементы, измеряющие параметры движения ракеты и выдающие электрические сигналы, пропорциональные изменению углового положения ракеты; преобразовательно-исполнительные устройства, осуществляющие преобразование полученных сигналов в требуемую форму и усиление их до необходимого уровня мощности; исполнительные устройства, воздействующие на рули ракеты; задающие устройства, обеспечивающие введение в автопилот программных сигналов и команд.

Для решения задачи стабилизации чувствительные элементы автопилота измеряют величины, характеризующие движение ракеты в воздушной среде: углы α, γ, ϑ, скорость

полета $V_р$ или скоростной напор $\rho V_р^2/2$, нормальные ускорения и др. Каждый из этих параметров измеряется соответствующим чувствительным элементом, который выдает сигнал, пропорциональный измеренному значению данного параметра.

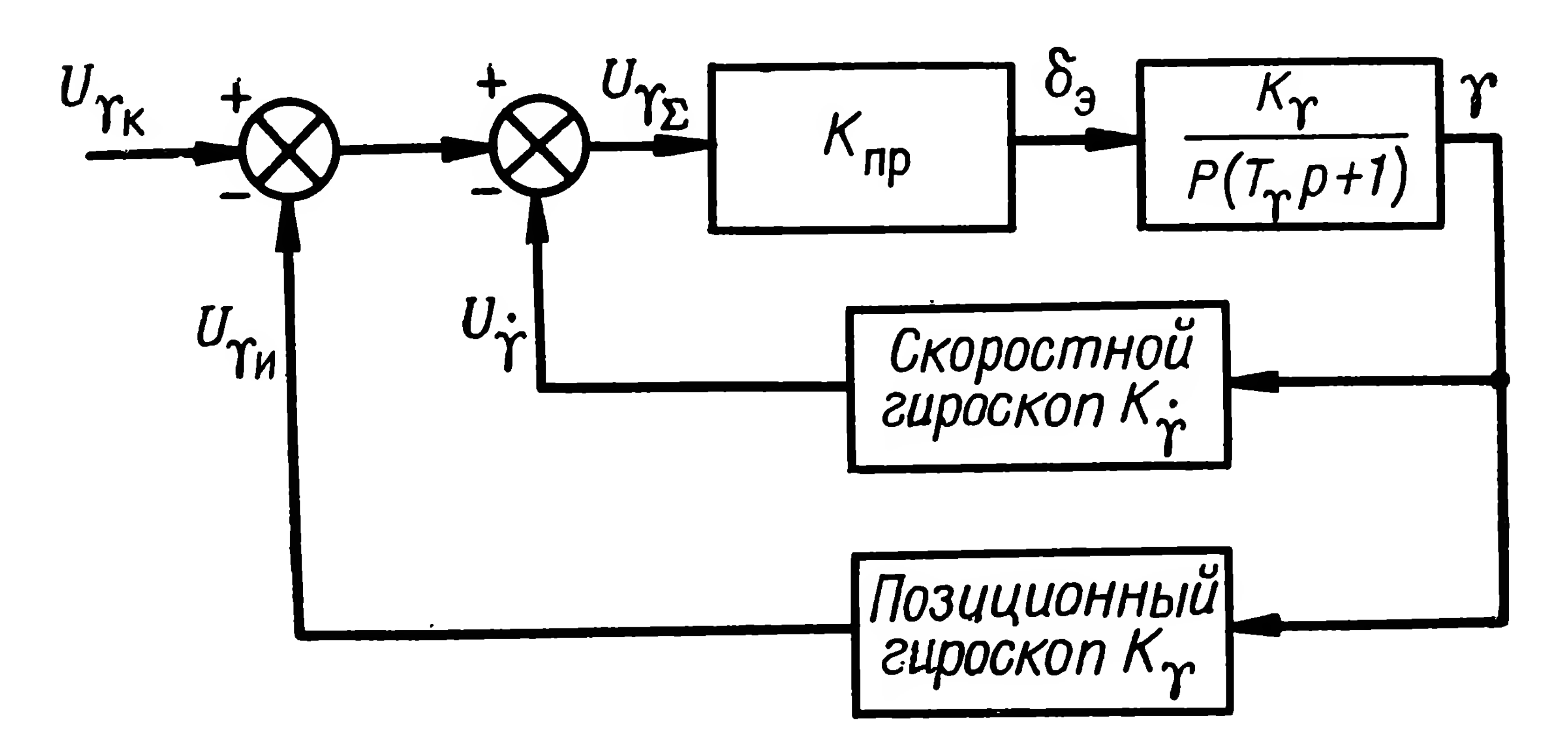


Рис. 3.10. Структурная схема стабилизации ракеты по крену

Канал стабилизации крена ракеты нужен для того, чтобы предотвратить произвольное вращение ракеты относительно ее продольной оси. Для этого используют обратные связи, по цепи которых на вход автопилота подаются сигналы, пропорциональные величине угла крена (рис. 3.10). В качестве измерительного элемента крена может быть использован позиционный гироскоп, измеряющий величину угла γ. Полученное в результате измерения напряжение $U_{\gamma_и} = K_\gamma \gamma$ подается на суммирующее устройство, осуществляющее сравнение заданного значения угла крена с измеренным. В результате вырабатывается сигнал $U_\gamma = U_{\gamma_к} - U_{\gamma_и}$, который после преобразования в усилительно-преобразовательном устройстве, имеющем коэффициент $K_{пр}$, подается на органы управления элеронами, отклоняя их на угол $\delta_э$.

Из приведенной схемы видно, что угол крена

$$\gamma = K_\gamma \frac{\delta_э}{P} \frac{1}{T_\gamma P + 1}. \qquad (3.31)$$

Изменение угла крена во времени через обратную связь передается на вход автопилота, в результате чего при равенстве $U_{\gamma_к} = U_{\gamma_и}$ элероны устанавливаются в нейтральное положение, т. е. их угол отклонения становится равным нулю.

Так как ракета обладает инерционностью, характеризуемой постоянной времени T_V, после установки элеронов в нейтральное положение сохранится угловая скорость $\dot\gamma$ и возни-

кает угол γ противоположного знака. Это приводит к появлению некоторого напряжения $U_{\gamma и}$ и отработке ракетой нового значения угла крена, что вызывает колебательный процесс.

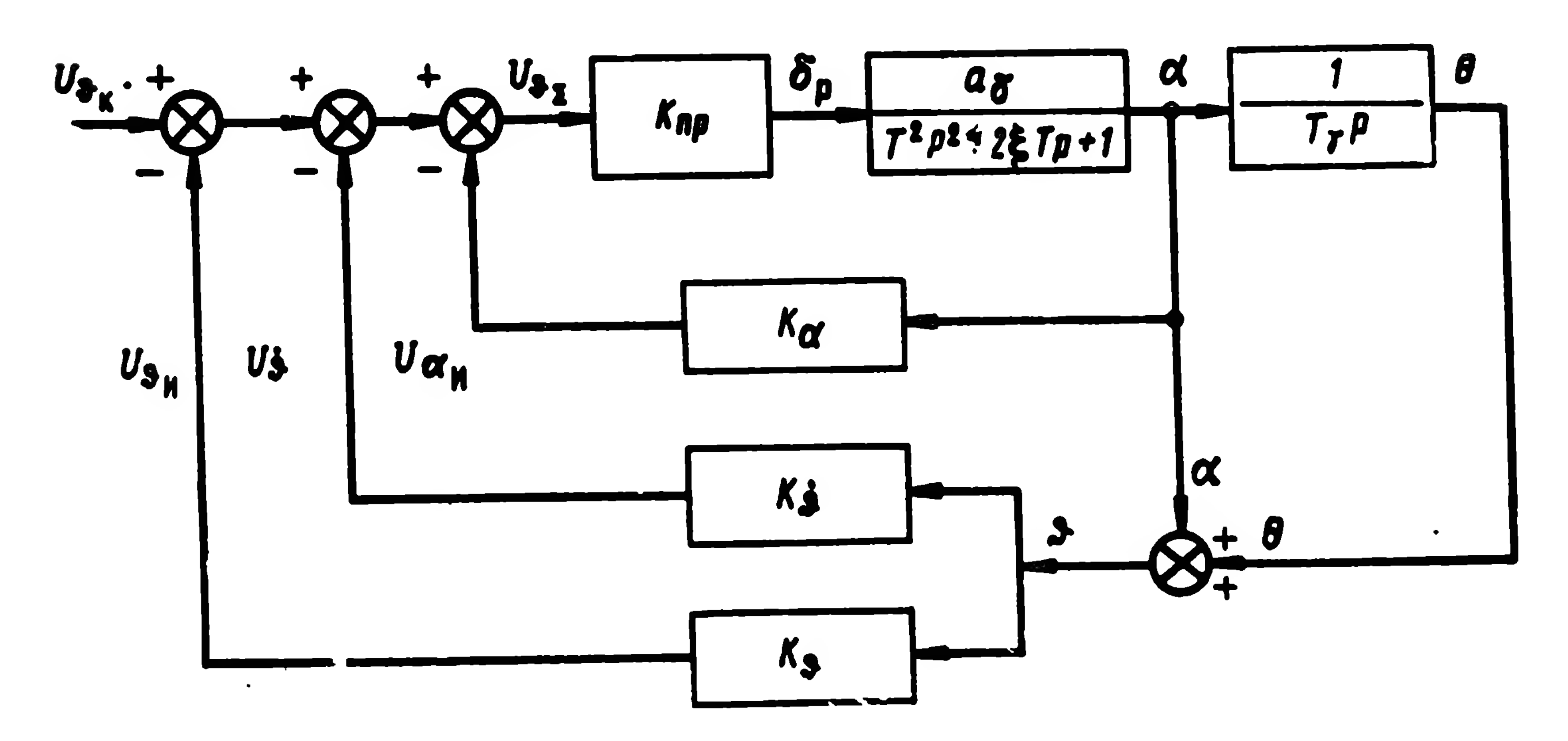


Рис. 3.11. Структурная схема стабилизации ракеты по тангажу

Для уменьшения колебаний ракеты по крену применяют обратную связь, в которой устанавливают скоростной гироскоп, формирующий сигнал, пропорциональный скорости изменения угла:

$$U_{\dot\gamma}=K_{\dot\gamma}\dot\gamma. \qquad (3.32)$$

Напряжение $U_{\dot\gamma}$ подается на суммирующий элемент автопилота, где происходит формирование суммарной команды

$$U_{\gamma_\Sigma}=U_{\gamma_и}+U_{\dot\gamma}$$

управления ракеты по крену. В результате элероны будут отклоняться на угол, пропорциональный величине и скорости изменения угла γ, что приведет к быстрой отработке ракетой угловых отклонений относительно оси ox_1.

Стабилизация угловых движений ракеты по тангажу (рис. 3.11) может осуществляться путем использования обратных связей по углу атаки α, величине и скорости изменения угла тангажа. Это обусловлено тем, что при движении ракеты в вертикальной плоскости происходит ее вращение вокруг оси oz_1 и вращение вектора скорости $\overline{V}_р$.

Из структурной схемы нестабилизированной ракеты по тангажу (рис. 3.9) видно, что ракета может быть представлена колебательным звеном с коэффициентом демпфирования $\xi<1$. Для уменьшения ее колебательных свойств необходимо в цепи обратной связи использовать измерительные элементы, формирующие сигналы, пропорциональные скорости измене-

ния угла тангажа ϑ, для чего может быть использован скоростной (демпфирующий) гироскоп, формирующий сигнал (3.32), который подается на суммирующий элемент автопилота для формирования суммарной команды тангажа.

Сигнал, пропорциональный величине угла ϑ, может быть получен позиционным гироскопом, измеряющим угол тангажа $\vartheta=\Theta+\alpha$. Напряжение этого сигнала $U_\vartheta=K_\vartheta\vartheta$ поступает на суммирующий элемент и входит в состав суммарной команды $U_{\dot{\vartheta}_\Sigma}$.

Формирование сигнала, пропорционального величине угла атаки α, может производиться датчиком линейных ускорений, измеряющим величину $W_\text{н}$. Так как $W_\text{н}=V_\text{р}\dot{\Theta}$, а

$$\dot{\Theta}=\frac{\alpha}{T_V}, \tag{3.33}$$

то измеренные значения линейных ускорений характеризуют величину угла атаки и скорость изменения угла наклона вектора скорости ракеты:

$$W_\text{н}=\frac{V_\text{р}}{T_V}\alpha. \tag{3.34}$$

Напряжения $U_\alpha=K_\alpha\alpha$ могут быть использованы для стабилизации ракеты по углу атаки и изменения масштабного коэффициента передачи команд управления от автопилота на органы управления рулями ракеты.

При реализации методов наведения необходимо изменять величины углов тангажа и крена. В этом случае использование позиционных гироскопов в схемах стабилизации угловых движений ракеты может оказаться нецелесообразным, так как оно может ухудшать процесс управления. В этом случае наилучшей является стабилизация угловых скоростей и ускорений, для чего могут быть использованы скоростные и скоростно-ускорительные гироскопы.

Развитие микроэлектроники и, как следствие этого, значительное уменьшение массы и габаритных размеров аппаратуры, повышение надежности ЭЦВМ сделали возможным их использование в качестве бортовых систем стабилизации и управления.

Как указывается в ряде работ, применение бортовых электронных вычислительных машин (БЭВМ) позволяет реализовать сложные алгоритмы управления, самонастройки и самоорганизации контура управления, что практически не представляется возможным при использовании аналоговой техники [35, 41].

☆

4. КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ЗУР

4.1. Показатели качества контура управления

Для рассмотрения принципа работы систем управления и оценки их качества пользуются функциональными и структурными схемами.

Функциональной схемой системы управления называют такую, которая позволяет установить взаимосвязь (функциональную связь) между ее элементами, дает возможность качественно оценить взаимодействие элементов системы и в дальнейшем составить ее структурную схему.

В состав функциональной схемы входят аппаратурные звенья (устройства, обеспечивающие измерение параметра рассогласования, устройства формирования и передачи команд управления, автопилот, органы управления полетом ракеты). Составной частью системы управления является система стабилизации ракеты.

Структурная схема системы управления ЗУР характеризует динамические связи между различными звеньями, входящими в систему управления, причем все звенья, входящие в систему управления, представляются передаточными функциями, устанавливающими связь выходной величины с входной для каждого звена. При этом в структурную схему включаются и кинематические звенья (их передаточные функции), описывающие динамику перемещения центра масс цели и ракеты в пространстве.

Введение в состав структурной схемы кинематических звеньев позволяет получить замкнутую систему. Структурную схему замкнутой системы управления называют **контуром управления.**

При изложении материала данного раздела будем пользоваться понятием функциональной схемы системы управления ЗУР и контуром управления.

Учитывая, что контур управления характеризует состояние замкнутой системы управления, рассмотрим показатели его качества: устойчивость контура управления, качество переходных процессов на всех этапах управления полетом ракеты и точность наведения ракеты на цель.

Устойчивость контура управления определяется его способностью возвращаться к состоянию устойчивого управления полетом ракеты после отработки входного возмущения (параметра рассогласования). Система управления с затухающим переходным процессом называется устойчивой.

Рассматривая понятие устойчивости применительно к контуру управления полетом ракеты, можно утверждать, что устойчивый контур управления должен обеспечивать движение ракеты по кинематической траектории при воздействии на его входе регулярных и случайных воздействий, т. е. система управления должна быть с затухающим переходным процессом.

Устойчивость контура управления можно, например, определить по частотным характеристикам разомкнутого контура рассматриваемой системы. Частотная характеристика определяет реакцию контура на гармоническое воздействие.

Если на входе контура действуют возмущения в виде синусоидальных колебаний вида $u_{вх}=A\sin\omega t$, то и на выходе контура (системы) в общем случае будут синусоидальные колебания амплитудой B и фазой φ, т. е. $u_{вых}=B\sin(\omega t+\varphi)$.

Отношение амплитуд B/A характеризует коэффициент усиления контура управления κ, а φ — вносимый сдвиг фазы. Зависимость коэффициента усиления κ от частоты подаваемых на вход контура колебаний получила название амплитудно-частотной характеристики $\kappa(\omega)$, а зависимость сдвига фазы выходных колебаний от частоты входных — фазочастотной характеристики $\varphi(\omega)$.

Система автоматического управления должна иметь определенные запасы устойчивости по амплитуде (модулю) и по фазе. Запас устойчивости по амплитуде (модулю) определяется как взятое с обратным знаком значение ординаты логарифмической амплитудно-частотной характеристики при значении фазочастотной характеристики минус 180°. Запас устойчивости по амплитуде показывает, на сколько децибел можно максимально увеличить коэффициент усиления данной системы в логарифмическом масштабе $L(\omega)$, чтобы она не вышла за границы устойчивости. Запас устойчивости по фазе определяется как разность между 180° и абсолютным значением ординаты логарифмической фазочастотной характеристики на частоте среза $\omega_{ср}$. В автоматических системах рекомендуется выбирать запас устойчивости по амплитуде не менее 10—20 дБ, а по фазе — не менее 30—40° [4, 22]. Это условие должно выполняться на этапе наведения ракеты в область встречи с целью.

На последнем этапе наведения ракеты возможен участок неустойчивой работы контура управления [22]. Следует отметить, что в этом случае ошибки наведения ракеты не должны быть выше допустимого значения. Однако, если контур имеет необходимые запасы устойчивости, это еще не озна-

чает, что он удовлетворяет поставленным требованиям, так как могут не выполняться условия по быстродействию и точности наведения.

Таким образом, устойчивость контура управления является необходимым, но недостаточным условием его функционирования, поэтому вместе с устойчивостью следует рассматривать качество переходного процесса и точность наведения ЗУР на всех этапах ее полета.

Характеристики переходного процесса определяют способность контура быстро отслеживать изменения входных воздействий, т. е. его динамические свойства.

От качества переходного процесса зависит время вывода ракеты на кинематическую траекторию. Показатель качества определяется временем отработки начального рассогласования, временем и точностью отработки контуром управления маневра цели, возмущений, вызванных изменением способа сопровождения цели и метода наведения ракеты на цель, и т. д.

О качестве контура управления в переходном режиме судят по его функционированию при единичном ступенчатом воздействии.

Контур управления отрабатывает это воздействие с некоторой ошибкой, которая, если предположить, что входное воздействие не имеет случайных помех и инструментальных ошибок, получила название **динамической.**

При воздействии на контур медленно изменяющегося управляющего воздействия динамические ошибки в установившемся режиме определяются по формуле

$$y_{д}(t) = C_0 x_{у}(t) + C_1 \dot{x}_{у}(t) + \frac{C_2}{2!}\ddot{x}_{у}(t) + \ldots,$$

где C_0, C_1, C_2 — коэффициенты динамической ошибки, определяемые по передаточной функции разомкнутого контура управления $к_{р}(p)$;

$\dot{x}_y(t)$, $\ddot{x}_y(t)$ — соответствующие производные управляющего воздействия.

Передаточная функция контура (звена) $к_{р}(p)$ — это отношение преобразованных в операторную форму выходной величины $y(t)$ к входной $x_y(t)$ при начальных условиях, т. е.

$$к(p) = \frac{y(p)}{x_y(p)}$$

В преобразованных функциях вместо времени t независимой переменной подставляют оператор p, который можно считать символом d/dt.

Чтобы найти величину $y(t)$ при известных входной величине $x_y(t)$ и передаточной функции звена (контура), необходимо в операторной форме представить входную величину

$x_y(p)$, пользуясь специальными таблицами, в которых отражается соответствие величин $x_y(t)$ и $x_y(p)$, затем определить $y(p) = \kappa(p) x(p)$ и перейти от $y(p)$ к $y(t)$.

Вместе с этим на контур действуют случайные возмущения, обусловливающие флюктуационные ошибки, которые характеризуют отклонение ракеты от динамической траектории.

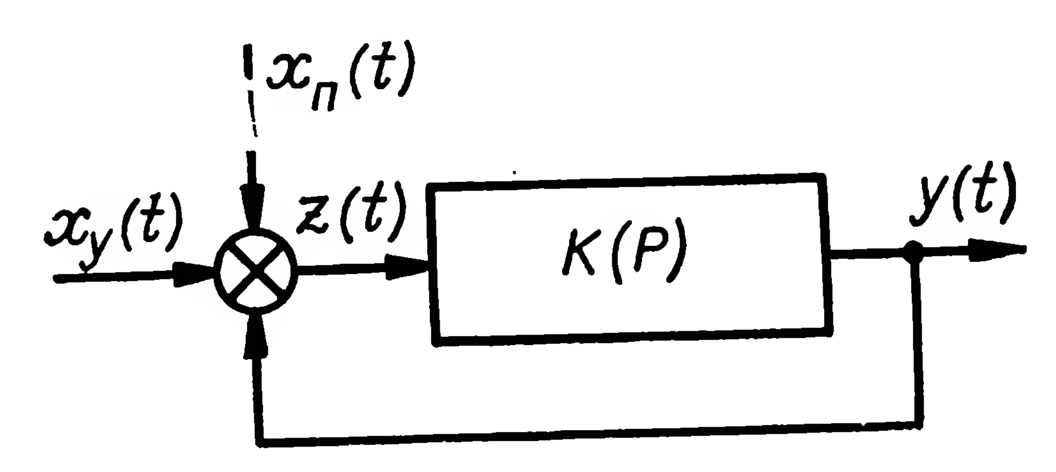


Рис. 4.1. К определению дисперсии ошибки воспроизведения управляющего воздействия

Причинами возникновения случайных возмущений являются колебания амплитуды и эффективного центра отраженного от цели сигнала, внутренние шумы радиоэлектронной аппаратуры, естественные и искусственные помехи и т. д.

Контур управления полетом ракеты можно рассматривать как некоторый эквивалентный фильтр, на который поступают управляющие воздействия и помехи, точность работы которого определяется тем, насколько правильно воспроизводятся управляющие воздействия и насколько полно подавляется действие помех.

Количественно точность работы контура управления оценивается ошибкой воспроизведения, которая определяется как разница между требуемым положением ракеты, которое должна отработать ракета, и действительным ее положением. Если внешние воздействия носят случайный характер, ошибка воспроизведения также является случайной и имеет систематическую и флюктуационную составляющие.

Величина ошибок воспроизведения может быть найдена, если известны передаточная функция контура управления и характеристики управляющего воздействия и помех, действующих на контур управления.

Рассмотрим контур управления, на входе которого воздействуют случайный управляющий сигнал $x_y(t)$ и случайная помеха $x_п(t)$ (рис. 4.1). Необходимо, чтобы ракета наиболее точно отработала сигнал $x_y(t)$, т. е.

$$y(t) = x_y(t). \tag{4.1}$$

В действительности возникает ошибка в отработке входного управляющего сигнала

$$z(t) = x_y(t) - y(t). \tag{4.2}$$

При воздействии на контур случайных процессов $x_y(t)$ и $x_п(t)$ ошибка системы $z(t)$ все время меняется. Установившееся значение ошибки как таковое отсутствует, поэтому определяют не саму случайную ошибку, а величину средней квадратической погрешности и однозначно с ней связанную величину дисперсии ошибки воспроизведения σ^2.

Если поступающие на вход контура сигнал $x_y(t)$ и помеха $x_п(t)$ взаимно не коррелированы, то для определения величины дисперсии ошибки σ^2 требуется знать спектральную плотность сигнала управления $S_y(\omega)$, помехи $S_п(\omega)$ и частотную характеристику замкнутого контура управления полетом ракеты $\kappa_з(j\omega)$, т. е.

$$\sigma^2 = \frac{1}{\pi}\int_0^\infty \{ | 1 - \kappa_з(j\omega) |^2 S_y(\omega) + | \kappa_з(j\omega) |^2 S_п(\omega) \} d\omega. \quad (4.3)$$

В свою очередь

$$\kappa_з(j\omega) = \frac{\kappa_р(j\omega)}{1 + \kappa_р(j\omega)}, \quad (4.4)$$

где $\kappa_р(j\omega)$ — амплитудно-частотная характеристика разомкнутого контура управления.

Чтобы иметь представление о том, насколько контур управления полетом ракеты удовлетворяет требованиям по устойчивости, качеству переходного процесса и точности наведения ракеты (при известных сигналах управления и помехи), необходимо знать передаточные функции контура управления и его амплитудно-частотные характеристики.

Для получения аналитического выражения передаточной функции контура управления необходимо располагать математическим описанием физических звеньев, входящих в контур управления, и связями между ними.

Для построения структурных схем необходимо иметь также математическое описание процесса управления ЗУР, выражаемое системой уравнений. Работа контура управления полетом ракеты в общем случае описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений;

уравнения ракеты, характеризующие связи между ее выходными параметрами (углом наклона вектора линейной скорости ракеты $\Theta_р$, углом наклона продольной оси ракеты ϑ, нормальным ускорением $W_{н\cdot р}$ и углами отклонения рулей ракеты $\delta_р$):

$$W_{н\cdot р} = f(\delta_р);$$

уравнения автопилота, устанавливающие связи между сигналами управления λ по курсу и тангажу и величинами углов отклонения рулей $\delta_р = f(\lambda)$;

уравнения устройств формирования и передачи команд, описывающие характер связей между сигналами управления и сигналами рассогласования: $\lambda = f(\Delta)$;

уравнения устройств измерения координат (координатора), описывающие зависимость вектора $\Delta(t)$ от координат и параметров движения ракеты и цели:

$$\Delta t = f(\varepsilon_р, \varepsilon_ц, D_р, D_ц, \ldots);$$

кинематические уравнения, характеризующие закон движения ракеты и цели. Вид этих уравнений определяется типом системы управления.

Для систем самонаведения эти уравнения характеризуют относительную скорость перемещения центров масс ракеты и цели в направлении вектора дальности (ракета — цель) и по нормали к нему.

Для командной системы телеуправления и системы управления по лучу кинематические уравнения устанавливают связь относительных скоростей сближения ракеты и цели.

При анализе контура управления, как правило, рассматривают две независимые системы, управляющие движением ракеты в двух независимых взаимно перпендикулярных плоскостях.

Точность наведения ракеты на цель зависит от параметров движения цели, характеристик и инструментальной точности работы звеньев, входящих в состав контура управления, и возникающих внутри контура паразитных возмущений. Она может быть определена путем решения полной системы дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, описывающих поведение системы управления при входном воздействии, имеющем регулярную и случайную составляющие.

В инженерной практике находят применение приближенные методы анализа системы управления при следующих допущениях: неустановившееся возмущенное движение ракеты отличается от исходного установившегося лишь малым отклонением параметров движения, что позволяет свести нелинейные дифференциальные уравнения к линейным; «замораживаются» переменные коэффициенты дифференциальных уравнений системы управления.

Введение допущений позволяет для оценки качества функционирования контура управления полетом ракеты применять метод передаточных функций или частотный метод.

4.2. Направления оптимизации контура управления полетом ракеты

В зависимости от состава начальной информации, которая достаточно полно характеризует процесс наведения ракеты на цель, автоматические системы подразделяются на

обыкновенные и адаптивные; соответственно и контур управления полетом ракеты может быть обыкновенным (неадаптивным) или адаптивным.

В неадаптивных контурах управления структура и параметры элементов остаются неизменными при изменении условий наведения ракеты на цель.

При управлении ракетой контур управления должен обеспечить ее наведение на цель в условиях широкого диапазона изменения характеристик ракеты. Данную задачу в определенной степени могут решать неадаптивные контуры, например, контур с бесконечным (практически достаточно большим) коэффициентом усиления [25], который при определенных начальных допущениях может оказаться оптимальным по точности наведения ракеты на цель. В таких контурах структура и параметры основного контура выбираются таким образом, чтобы обеспечить возможность получения достаточно большого коэффициента усиления, при котором динамика системы практически не зависит от свойств нестационарного объекта управления.

В связи с тем что структура и параметры элементов обыкновенного контура управления не адаптируются к изменяющимся условиям наведения ракеты на цель, то в определенных условиях может не обеспечиваться требуемое значение показателей качества наведения ракеты (например, точность наведения), т. е. контур будет не оптимальным по критерию качества, поэтому другим направлением, позволяющим оптимизировать работу контура управления, является его адаптация к изменяющимся условиям.

Как правило, управление ракетой характеризуется широким диапазоном изменения условий ее полета, наличием возмущающих воздействий, неполной априорной информацией об условиях работы контура управления. Для этих условий может оказаться плодотворной реализация идей теории адаптивного управления при организации функционирования контура управления [25].

Адаптивные системы и соответствующие им контуры управления подразделяются на самонастраивающиеся и самоорганизующиеся.

В самонастраивающемся контуре на основе информации о параметрах внешних воздействий, динамических характеристиках контура, получаемых в процессе его функционирования, производится активное изменение регулируемых параметров элементов контура управления в целях повышения качества управления.

Самоорганизующиеся системы характеризуются не только изменением параметров, но и созданием необходимой структуры контура, позволяющим оптимизировать показатель качества управления.

На рис. 4.2 представлена общая схема самонастраивающегося контура [25]. Основной контур образуют управляемый объект P (ракета) с выходной величиной $\overline{X}$, характеризующей его состояние, и система управления полетом СУ. На ракету в общем случае действует как команда управления λ,

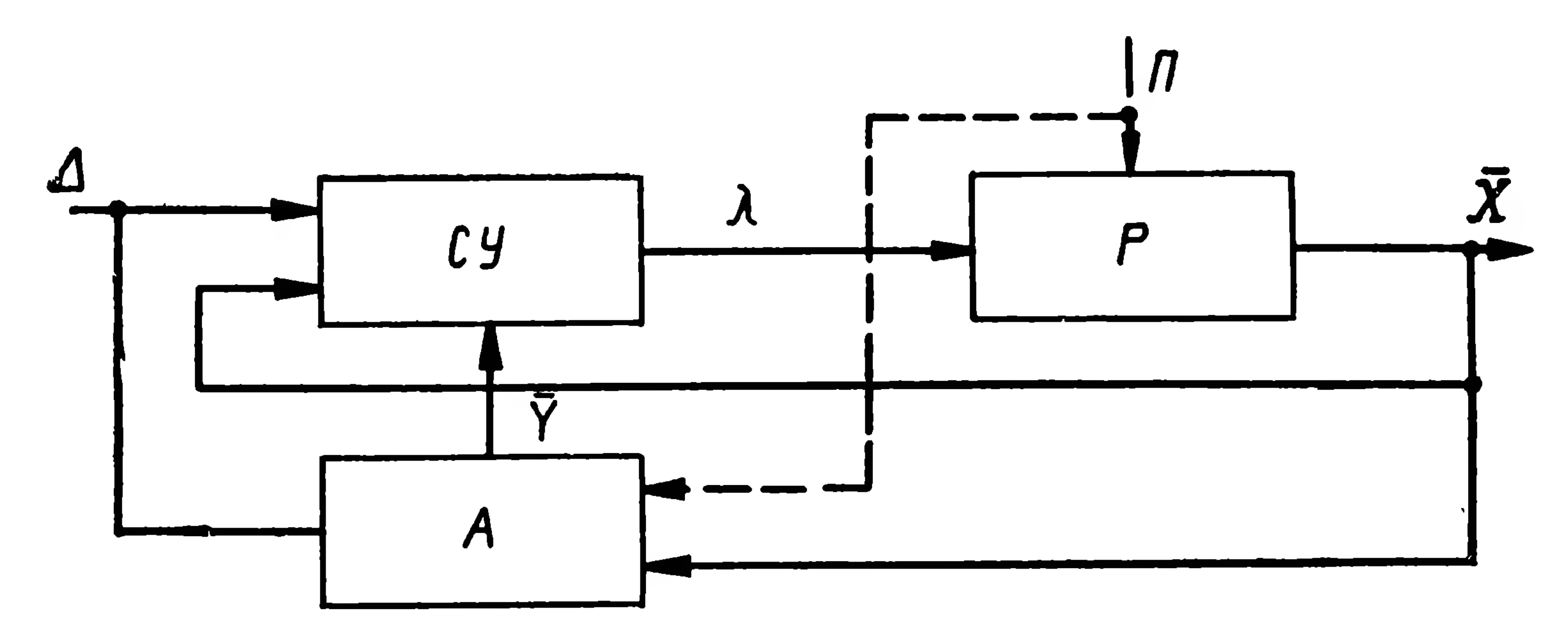


Рис. 4.2. Схема самонастраивающегося контура управления полетом ракеты

так и случайная помеха $П$. На вход СУ поступает управляющее воздействие (параметр рассогласования), значение которого обусловлено движением цели, ракеты и принятым методом наведения.

Совокупности элементов СУ могут управлять ракетой не лучшим образом, так как информация об управляемом объекте P неполна и в СУ не предусмотрены оптимальные приемы переработки этой информации.

В этой связи в адаптивных системах в состав контура включается устройство А (анализатор), осуществляющее обработку информации в процессе функционирования контура управления. Анализатор изменяет значения настраиваемых параметров $\overline{Y}$ элементов или команды управления λ.

Допустим, что качество функционирования контура характеризуется величиной ошибки наведения. В процессе функционирования контура мера качества (ошибка наведения) меняется в зависимости от изменения управляющего Δ и возмущающего $П$ воздействий, а также от изменения динамических свойств ракеты.

Самонастройка контура сводится к обеспечению минимума показателя качества — ошибки наведения. Отыскание минимальной (требуемой) ошибки наведения может производиться в результате поиска или без поиска [25, 30].

В поисковых самонастраивающихся системах команде управления λ или вектору параметров Y задается пробное отклонение, далее оценивается приращение показателя качества (ошибки наведения) ΔO. *В* зависимости от результата производится изменение λ или Y в направлении, обеспечивающем получение минимального значения ошибки наведения.

В беспоисковых системах выполнение условия равенства ошибки наведения минимальному значению достигается без реализации процесса поиска, а в результате применения принципа управления по отклонению или по возмущению. Используя априорную и текущую информацию о входных воздействиях и состоянии системы, вычисляется $O_{зад}$, заданное значение показателя качества, которое сравнивается с его текущим значением, и подсчитывается приращение ΔO. По информации о ΔO вектор λ или вектор параметров Y изменяется так, чтобы свести к нулю рассогласование ΔO или к минимально возможной величине.

Определение и организация получения $O_{зад}$ в беспоисковых самонастраивающихся системах сводятся к процессу формирования модели — эталона контура, по которой производится настройка характеристик реального контура.

В беспоисковых системах можно получить темп процесса адаптации, соизмеримый с темпом переходных процессов в системе управления, тем самым обеспечить меньшее время адаптации по сравнению с поисковыми. При построении систем управления летательными аппаратами, где немаловажными являются требования к быстродействию, простоте и надежности, минимуму массы и габаритным размерам, более широкое распространение находят беспоисковые самонастраивающиеся системы [25].

В настоящее время находят применение системы управления, в контур которых включаются вычислительные машины (ЗРК «Пэтриот»), что значительно расширяет возможности применения более совершенных алгоритмов адаптации.

4.3. Контур командной системы телеуправления

В состав командной системы управления входят устройства, показанные на функциональной схеме (рис. 4.3).

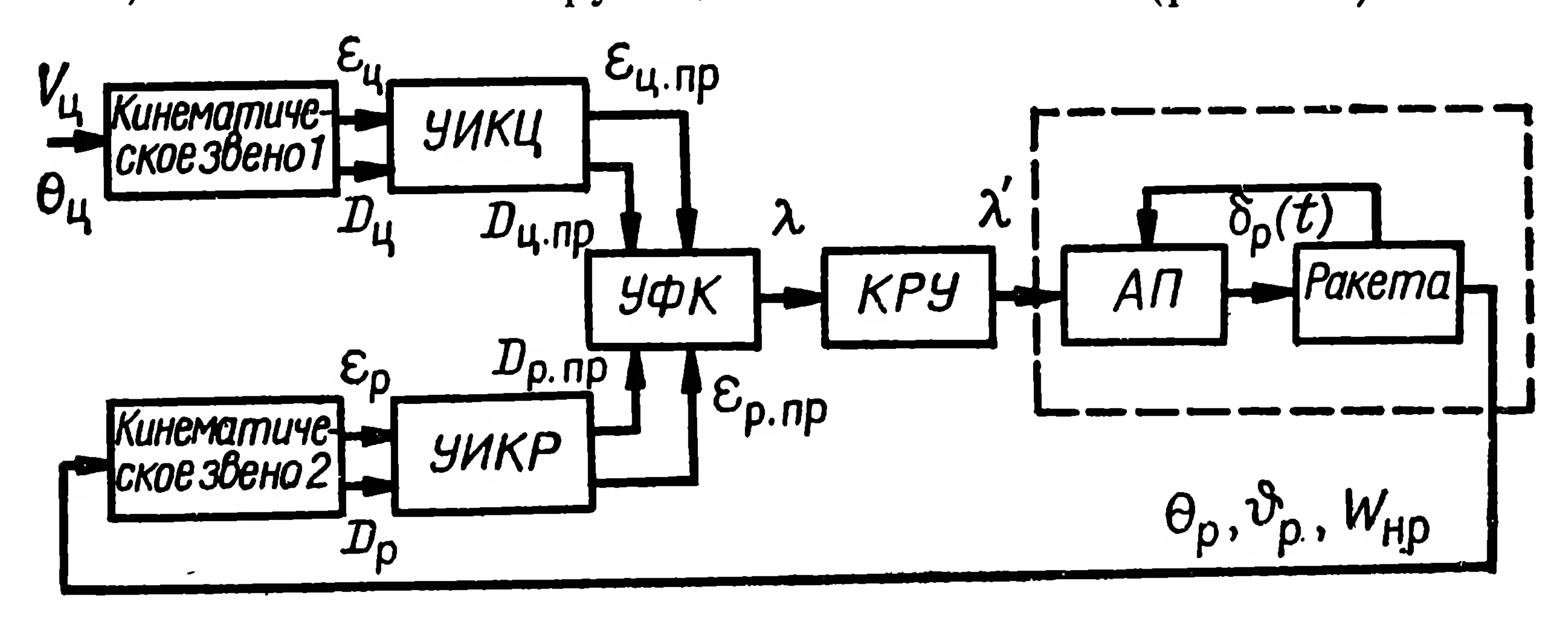


Рис. 4.3. Функциональная схема командной системы телеуправления ракеты:

УИКЦ (Р) — устройство измерения координат цели (ракеты); УФК — устройство формирования команд; КРУ — командная радиолиния управления; АП — автопилот

Устройство измерения координат цели (УИКЦ) является внешней цепью контура управления.

Для системы телеуправления независимыми величинами являются скорость цели $V_ц$ и угол наклона вектора скорости цели $\Theta_ц$. Задача системы управления состоит в регулировании положения ракеты таким образом, чтобы для любого момента времени удовлетворялись требования, налагаемые методом наведения на закон движения ракеты.

В системах командного телеуправления параметры движения цели измеряются, как правило, в сферической системе координат. В частности, в вертикальной плоскости положение цели может быть определено ее углом места $\varepsilon_ц$ и наклонной дальностью $D_ц$.

Устройства УИКЦ и УИКР являются преобразующими звеньями, выполняющими операцию преобразования величин $\varepsilon_ц$, $D_ц$, $\varepsilon_р$, $D_р$ в электрические сигналы, пропорциональные этим величинам $\varepsilon_{ц.\,пр}$, $D_{ц.\,пр}$, $\varepsilon_{р.\,пр}$, $D_{р.\,пр}$.

Измеренные (приборные) значения координат цели и ракеты в виде электрических сигналов поступают на устройство формирования команд (УФК), которое устанавливает соответствие текущих значений параметров движения ракеты требуемым, формируя параметр рассогласования $\Delta(t)$, а также сигнал управления λ с учетом компенсационных поправок.

Особенностью системы командного управления является наличие радиолинии командного управления (КРУ), где производится преобразование команд в форму, пригодную для передачи их по радиолинии.

В общем виде командная радиолиния может быть представлена линейным преобразователем с запаздыванием. После соответствующего преобразования на борту ракеты команды управления поступают на автопилот (АП). Вместе с командами управления на вход АП подаются сигналы, обеспечивающие стабилизацию параметров ракеты при действии внешних дестабилизирующих факторов.

Суммарное значение команд управления из автопилота подается на рулевые машинки, управляющие углами поворота рулей $\delta_р(t)$.

В результате отклонения руля ракеты на величину $\delta_р(t)$ возникает угол атаки α или угол скольжения β_c, что приводит к изменению параметров движения ракеты $\Theta_р$, ϑ, $W_{н.\,р}$.

Рассмотрим уравнения и передаточные функции звеньев, входящих в состав контура командного управления, в том числе и кинематических звеньев ракеты. Предположим, что ракета совершает полет в некоторой вертикальной плоскости и что плоскость ее симметрии совпадает с плоскостью полета, т. е. ракета имеет идеальную стабилизацию по крену. В этом случае движение ракеты будет состоять из поступательного движения ее центра масс вдоль осей ox_1, oy_1 и вращатель-

ного движения относительно оси oz_1. Тогда в поточной системе координат $V_x = V_p$; $V_z = V_y = 0$; $\omega_z = \dot{\Theta}_p$; и уравнения, описывающие динамику движения ракеты, будут включать в себя уравнения перемещения ее центра масс.

Система этих уравнений, рассмотренная в разд. 3, позволяет получить передаточные функции ракеты как элемента контура управления. Передаточные функции по углу наклона траектории и нормальному ускорению имеют вид

$$K^{\frac{\Theta_p}{\delta_p}}(p) = \frac{\Theta_p(p)}{\delta_p(p)} = \frac{K_p}{p(T^2p^2 + 2\xi T + 1)}; \tag{4.5}$$

$$K^{\frac{W_{нр}}{\delta_p}}(p) = \frac{W_{нр}(p)}{\delta_p(p)} = \frac{K_p V_p}{T^2p^2 + 2\xi T + 1}, \tag{4.6}$$

где K_p — коэффициент усиления ракеты;

ξ — относительный коэффициент демпфирования;

T — период собственных колебаний ракеты.

Коэффициент усиления ракеты K_p определяет маневренные свойства ракеты и характеризует в установившемся режиме скорость приращения угла наклона траектории при единичном значении отклонения руля ракеты, т. е.

$$K_p = \left(\frac{\dot{\Theta}_p}{\delta_p}\right). \tag{4.7}$$

Коэффициент K_p зависит от скорости ракеты и плотности воздуха. С ростом высоты полета ракеты происходит уменьшение коэффициента K_p в связи с уменьшением массовой плотности воздуха.

Изменение K_p от условий полета приводит к изменению коэффициента усиления контура управления, к снижению эффективности наведения ракеты на цель.

Для уменьшения влияния нестабильности коэффициента K_p на точность наведения ракеты в требуемую точку встречи целесообразно его стабилизировать включением в состав ракеты устройств, компенсирующих изменение коэффициента K_p от плотности воздуха и скорости полета ракеты. В качестве чувствительных элементов такого устройства могут быть использованы датчики скоростного напора.

Коэффициент K_p находится в функциональной связи с располагаемыми перегрузками ракеты:

$$n_{расп\ y} = K_p \frac{V_p}{g} \delta_{p\ max},$$

где $\delta_{p\ max}$ — максимальное отклонение рулей высоты.

Величину произведения $K_p V_p$ называют **управляемостью ракеты** или передаточным числом ракеты по нормальному ускорению. Она показывает, насколько изменится нормаль-

ное ускорение ракеты при отклонении ее руля на один радиан.

Относительный коэффициент демпфирования ξ определяет величину перерегулирования переходного процесса по нормальному ускорению и углу атаки. При увеличении высоты полета по мере разрежения атмосферы коэффициент ξ снижается и при $\xi<1$ ракета в угловом движении описывается передаточной функцией колебательного звена. На больших высотах значение коэффициента незначительно.

Стабилизация коэффициента ξ при изменении условий полета и получение его требуемого значения осуществляются введением обратной связи по угловой скорости вращения ракеты и поперечному ускорению. Для этого в состав автопилота включают демпфирующие гироскопы (ДГ) и датчики линейных ускорений (ДЛУ).

Период собственных колебаний ракеты T и собственная частота ракеты $\omega=1/T$ являются характеристиками, определяющими значения систематических и случайных составляющих ошибок наведения. При выборе ω исходят из необходимости минимизации ошибки наведения.

Наличие множителя p в знаменателе передаточной функции (4.5) указывает на процесс интегрирования. При отклонении руля на постоянный угол $\delta_р$ направление полета ракеты, характеризуемое величиной $\Theta_р$, будет непрерывно изменяться по времени.

Устройства измерения координат. Измерение положения цели и ракеты производится, как правило, в сферической системе координат. Входными величинами для устройств измерения, как было ранее отмечено, являются значения угловых координат и дальности, которые выдаются в виде электрических сигналов.

Например, связь между угловыми координатами ракеты и соответствующими электрическими сигналами может быть представлена как

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_{р.\,изм}(p) &= K_{уикр}(p)\,\varepsilon_р;\\ \beta_{р.\,изм}(p) &= K_{уикр}(p)\,\beta_р,\end{aligned}\right\}$$

где $K_{уикр}(p)$ — передаточная функция устройства измерения угловых координат ракеты.

УИКР обычно состоит из дискриминатора, который можно считать усилительным звеном, интегродифференцирующего фильтра, интегратора и преобразующего устройства. Тогда передаточная функция разомкнутого контура УИКР будет иметь вид (подобное выражение может быть получено и для УИКЦ)

$$K_{уикр}(p) = \kappa\,\frac{1+T_1p}{p(1+T_2p)}\,e^{-p\frac{T_{ск}}{2}}, \qquad (4.8)$$

где $к$ — коэффициент усиления дискриминатора;
T_1, T_2 — постоянные интегродифференцирующего фильтра;
$T_{ск}$ — период обновления информации (сканирования антенны).

В замкнутом состоянии контур УИКР может быть аппроксимирован колебательным звеном.

Устройство формирования команд. На вход УФК командных систем телеуправления поступают угловые координаты, а также дальности до цели и ракеты.

Параметром рассогласования (управляющим воздействием для контура) является линейное отклонение ракеты от кинематической траектории $h_\varepsilon = D_р(\varepsilon_к - \varepsilon_р)$ и $h_\beta = D_р(\beta_к - \beta_р)$. Требуемые значения угловых координат ракеты $\varepsilon_к$ и $\beta_к$ зависят от принятого метода наведения и параметров движения обстреливаемой цели.

На основании параметра рассогласования h_ε и h_β в УФК формируется команда управления λ_ε и λ_β, в состав которой вводят сигналы компенсации ошибок наведения. Поскольку УФК является одним из элементов контура управления, в него могут быть включены корректирующие элементы, изменяющие закон формирования сигнала управления для обеспечения приемлемого запаса устойчивости контура управления, оптимального времени вывода ракеты на кинематическую траекторую и точности наведения ее на цель. В результате сигнал управления может быть обработан формирующим фильтром, который включается в состав УФК. Уравнения, характеризующие закон формирования команды управления, можно представить в виде

$$\left.\begin{aligned} \lambda_\varepsilon &= [h_\varepsilon + h_{демпф\varepsilon} + h_{д\varepsilon} + h_в]\,к_ф(p); \\ \lambda_\beta &= [h_\beta + h_{демпф\beta} + h_{д\beta}]\,к_ф(p), \end{aligned}\right\} \tag{4.9}$$

где $h_{демпф\varepsilon}$, $h_{демпф\beta}$ — сигналы демпфирования в плоскостях ε и β соответственно;
$h_{д\varepsilon}$, $h_{д\beta}$ — сигналы компенсации динамических ошибок в плоскостях ε и β соответственно;
$h_в$ — сигнал компенсации динамической ошибки, обусловленной силой тяжести ракеты;
$к_ф(p)$ — передаточная функция формирующего фильтра УФК.

Передаточная функция УФК в общем виде представляется как

$$K_{уфк}(p) = \frac{\lambda(p)}{h(p)}.$$

Физический смысл составляющих, входящих в состав команды управления, будет рассмотрен в разд. 8.

Командная радиолиния управления (КРУ) обеспечивает преобразование и передачу команд управления на борт ракеты.

При наличии в зенитном ракетном комплексе УФК аналогового типа в КРУ производится преобразование медленно изменяющихся напряжений команд в дискретные, передача, демодуляция, дешифрация и декодирование команд управления. Шифратор и дешифратор КРУ вносят запаздывание в передачу команд и в контуре могут быть представлены последовательно включенными преобразовательным и запаздывающими звеньями.

Уравнение, устанавливающее связь между командой управления на входе КРУ и преобразованной командой на выходе дешифратора ракеты, можно представить как

$$K'_\lambda(p) = \lambda(p) K_л K_{з.\,кру}(p) K_{дш}(p), \qquad (4.10)$$

где $K_л$ — коэффициент преобразования команды управления;

$K_{з\cdot кру}(p)$ — передаточная функция, учитывающая запаздывание, обусловленное наличием дискретности в передаче команд управления;

$K_{дш}(p)$ — передаточная функция дешифратора.

Передаточная функция $K_{кру}(p)$ будет иметь вид

$$K_{кру}(p) = \frac{K'_\lambda(p)}{\lambda(p)} = K_л e^{-pT_{кру}} \frac{1}{1 + pT_{дш}}, \qquad (4.11)$$

где $T_{кру}$ — период передачи команд управления;

$T_{дш}$ — постоянная времени сглаживающего фильтра дешифратора.

Кинематическое звено. Особенностью обратной связи в системах управления ракет является то, что она образуется кинематическими звеньями. Действительно, пусть в некоторый момент УФК на основании информации об угловых координатах и дальности ракеты ($\varepsilon_р$, $D_р$) и цели ($\varepsilon_ц$, $D_ц$) формирует сигнал управления, пропорциональный сигналу рассогласования $\Delta\varepsilon$, который подается на борт ракеты. Под действием команды управления изменяются положение рулей ракеты, ее угол атаки и подъемная сила Y. В результате возникает нормальное ускорение ракеты $W_{н.\,р}$ и ракета приобретает составляющую скорости, направленную перпендикулярно линии визирования ракеты. Это приводит к изменению $\varepsilon_р$ и $D_р$, к уменьшению параметра рассогласования $\Delta\varepsilon$ (рис. 4.4).

Таким образом, обратная кинематическая связь определяет зависимость между координатой ракеты и углом наклона вектора скорости ракеты или ее нормальным ускорением.

Кинематические уравнения при реализации трехточечных методов в системах телеуправления, характеризующие дви-

жение цели и ракеты, описывают их движение относительно пункта управления.

Принимая во внимание независимость управления ракеты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, рассмотрим кинематические уравнения, характеризующие движение ра-

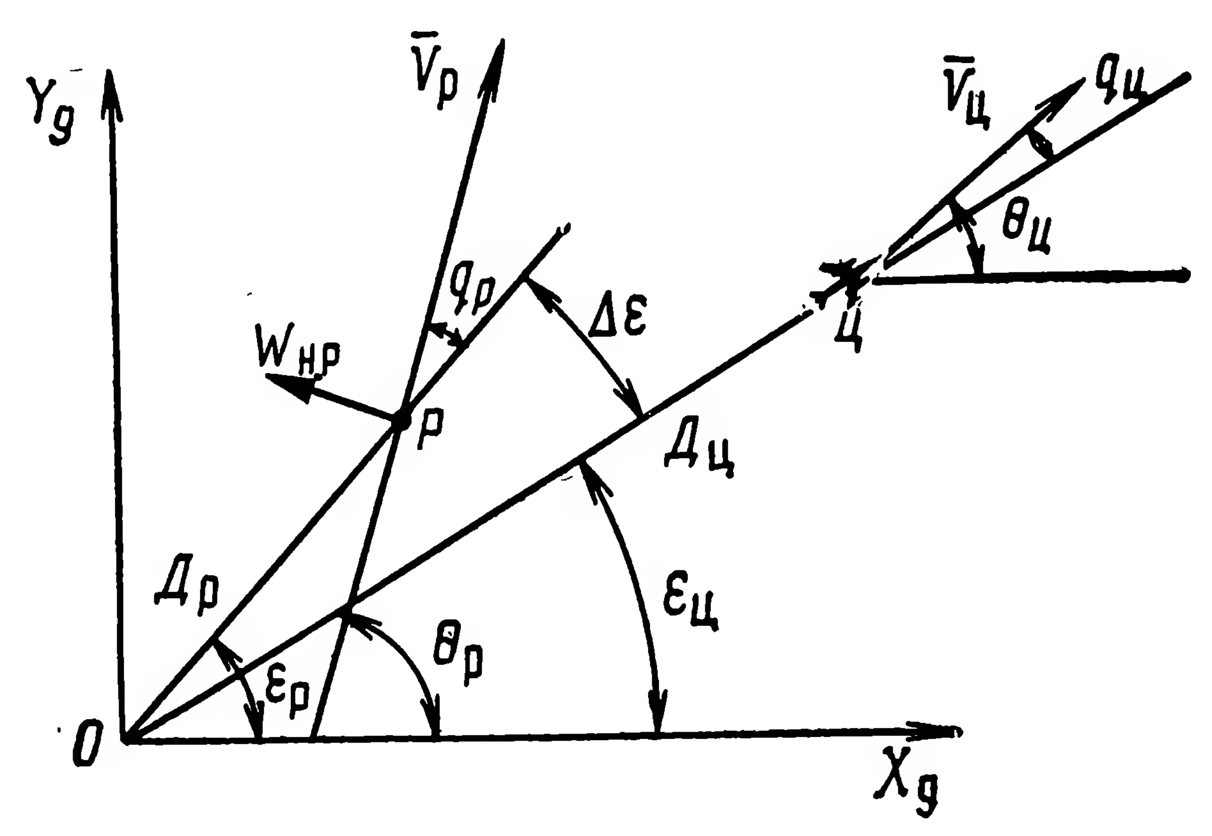


Рис. 4.4. К выводу уравнения кинематического звена контура командной системы телеуправления

кеты и цели в вертикальной плоскости. При этом входными величинами будем полагать $V_ц$, $\Theta_ц$, $V_р$ и $\Theta_р$, тогда

$$\left.\begin{aligned} \dot{D}_ц &= V_ц \cos q_ц; \\ \dot{D}_р &= V_р \cos q_р; \end{aligned}\right\} \qquad (4.12)$$

$$\left.\begin{aligned} D_ц\dot{\varepsilon}_ц &= -V_ц \sin q_ц; \\ D_р\dot{\varepsilon}_р &= -V_р \sin q_р; \end{aligned}\right\} \qquad (4.13)$$

$$\left.\begin{aligned} q_р &= \varepsilon_р - \Theta_р; \\ q_ц &= \varepsilon_ц - \Theta_ц. \end{aligned}\right\} \qquad (4.14)$$

Уравнения (4.12) характеризуют скорость изменения дальности цели и ракеты, (4.13) — угловые скорости вращения линий пункт управления — цель и пункт управления — ракета соответственно. Остальные уравнения устанавливают связь между соответствующими углами.

Подставляя в уравнения (4.12) и (4.13) выражения для $q_ц$ и $q_р$ и полагая, что $\cos(\varepsilon_ц - \Theta_ц) \approx 1$, $\cos(\varepsilon_р - \Theta_р) \approx 1$, а $\sin(\varepsilon_ц - \Theta_ц) \approx \varepsilon_ц - \Theta_ц$ и $\sin(\varepsilon_р - \Theta_р) \approx \varepsilon_р - \Theta_р$, получим, что

$$\left.\begin{aligned} \dot{D}_ц &= V_ц; \\ \dot{D}_р &= V_р; \end{aligned}\right\} \qquad (4.15)$$

$$\left.\begin{aligned} D_ц\dot{\varepsilon}_ц &= -V_ц (\varepsilon_ц - \Theta_ц); \\ D_р\dot{\varepsilon}_р &= -V_р (\varepsilon_р - \Theta_р). \end{aligned}\right\} \qquad (4.16)$$

После преобразования уравнения (4.15) и (4.16) будут иметь вид

$$\left.\begin{aligned} D_ц\dot{\varepsilon}_ц + \dot{D}_ц\varepsilon_ц = V_ц\Theta_ц; \\ D_р\dot{\varepsilon}_р + \dot{D}_р\varepsilon_р = V_р\Theta_р. \end{aligned}\right\} \quad (4.17)$$

Так как $\dot{D}_ц\varepsilon_ц + D_ц\dot{\varepsilon}_ц = d(D_ц\varepsilon_ц)/dt$, то после интегрирования и представления в операторной форме уравнений (4.17) получим

$$D_ц\varepsilon_ц = \frac{V_ц}{p}\Theta_ц. \quad (4.18)$$

Аналогично

$$D_р\varepsilon_р = \frac{V_р}{p}\Theta_р. \quad (4.19)$$

Откуда

$$\varepsilon_ц = \frac{V_ц}{p}\frac{1}{D_ц}\Theta_ц; \quad (4.20)$$

$$\varepsilon_р = \frac{V_р}{p}\frac{1}{D_р}\Theta_р. \quad (4.21)$$

Учитывая, что

$$\dot{\Theta}_ц = \frac{W_{н.ц}}{V_ц}, \quad (4.22)$$

$$\dot{\Theta}_р = \frac{W_{н.р}}{V_р}, \quad (4.23)$$

проинтегрировав уравнения (4.22), (4.23) и подставив результат в (4.20) и (4.21), получим

$$\varepsilon_ц = \frac{1}{p^2}\frac{1}{D_ц}W_{н.ц}; \quad (4.24)$$

$$\varepsilon_р = \frac{1}{p^2}\frac{1}{D_р}W_{н.р}. \quad (4.25)$$

На основании уравнений (4.20), (4.21) и (4.24), (4.25) получим передаточные функции кинематических звеньев

$$K^{\frac{\varepsilon_ц}{\Theta_ц}}(p) = \frac{\varepsilon_ц(p)}{\Theta_ц(p)} = \frac{V_ц}{p}\frac{1}{D_ц}; \quad (4.26)$$

$$K^{\frac{\varepsilon_р}{\Theta_р}}(p) = \frac{\varepsilon_р(p)}{\Theta_р(p)} = \frac{V_р}{p}\frac{1}{D_р}; \quad (4.27)$$

$$K^{\frac{\varepsilon_ц}{W_{н.ц}}}(p) = \frac{\varepsilon_ц(p)}{W_{н.ц}(p)} = \frac{1}{p^2}\frac{1}{D_ц}; \quad (4.28)$$

$$K^{\frac{\varepsilon_р}{W_{н.р}}}(p) = \frac{\varepsilon_р(p)}{W_{н.р}(p)} = \frac{1}{p^2}\frac{1}{D_р}. \quad (4.29)$$

Анализ уравнений (4.26) и (4.27) показывает, что кинематические звенья являются интегрирующими. Рассмотрение уравнения (4.29) показывает, что кинематическое звено вносит в контур ЗУР астатизм второго порядка. Физически это связано с тем, что в системах телеуправления устройство измерения координат ракеты измеряет $\varepsilon_р$, однако управляемой (регулируемой) величиной является не $\varepsilon_р$, а $W_{н\cdot р}$ (рис. 4.5).

В цепи обратной связи имеются звенья $1/D_ц$ и $1/D_р$. Первое из них вызывает изменение управляющего воздействия с изменением дальности цели, при этом с увеличением $D_ц$ величина управляющего воздействия уменьшается, т. е. система управления с увеличением дальности цели будет слабее реагировать на изменение угла $\Theta_ц$. Второе, находясь в цепи обратной связи контура управления, уменьшает величину сигнала обратной связи с увеличением дальности ракеты, тем самым изменяя коэффициент усиления контура управления. В результате контур управления с увеличением дальности до ракеты становится менее чувствительным к отклонению ракеты от кинематической траектории, что приводит к росту ошибок наведения (рис. 4.5).

Располагая передаточными функциями отдельных звеньев контура управления, можно получить передаточную функцию разомкнутого $K_{ту\,р}(p)$ контура телеуправления в виде

$$K_{ту\,р}(p) = \frac{\varepsilon_{р.\,изм}(p)}{\Delta\varepsilon(p)} = K_{уфк}(p)\,K_{упк}(p)\times$$
$$\times K_{р\text{-}ап}(p)\,K_{к.\,з}(p)\,K_{уикр}(p), \qquad (4.30)$$

где $K_{р-ап}(p)$ — передаточная функция ракеты с учетом автопилота.

Передаточная функция замкнутого контура телеуправления будет иметь вид

$$K_{ту\,з} = \frac{K_{ту\,р}(p)}{1 + K_{ту\,р}(p)}. \qquad (4.31)$$

Анализ передаточных функций звеньев контура управления (4.30), (4.31) показывает, что их вид зависит от параметров входящих в контур элементов.

Вместе с этим, как было показано раньше, параметры таких звеньев, как ракета, кинематическое звено, существенно изменяются в процессе полета ракеты, что может затруднить обеспечение приемлемых запасов устойчивости контура. Переменность параметров в значительной степени может быть устранена в результате коррекции контура управления, целью которой является обеспечение стабильности параметров при изменении условий полета ракеты и динамической устойчивости наведения. При этом полагают, что после коррекции параметры отдельных элементов, входящих в контур (устройство измерения координат ракеты, устройство форми-

рования команд, устройство передачи команд управления, автопилот), в процессе эксплуатации находятся в пределах заданных технических требований, что обеспечивает необходимую точность наведения ракеты на цель.

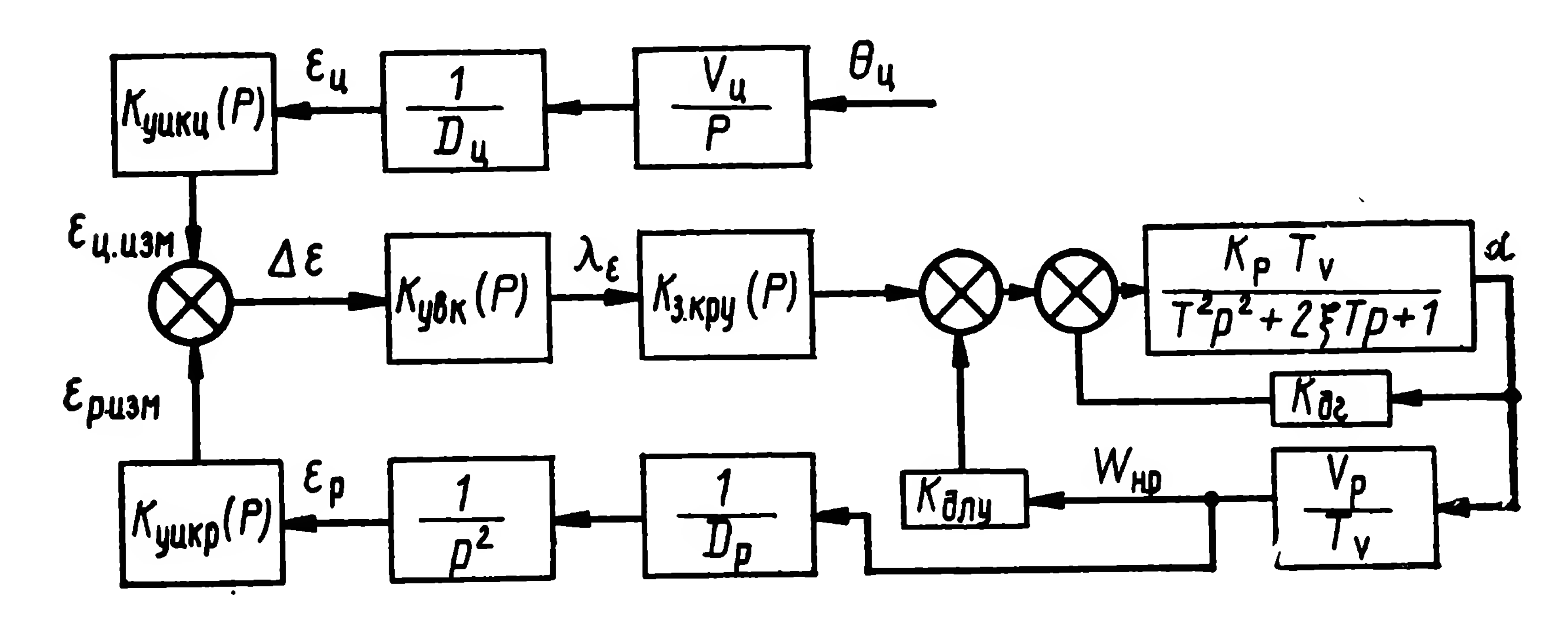


Рис. 4.5. Контур командной системы телеуправления

4.4. Контур управления системы самонаведения ракеты

В соответствии с принципом самонаведения в состав системы самонаведения ракеты входят бортовой координатор, счетно-решающий прибор, зенитная управляемая ракета — автопилот (рис. 4.6).

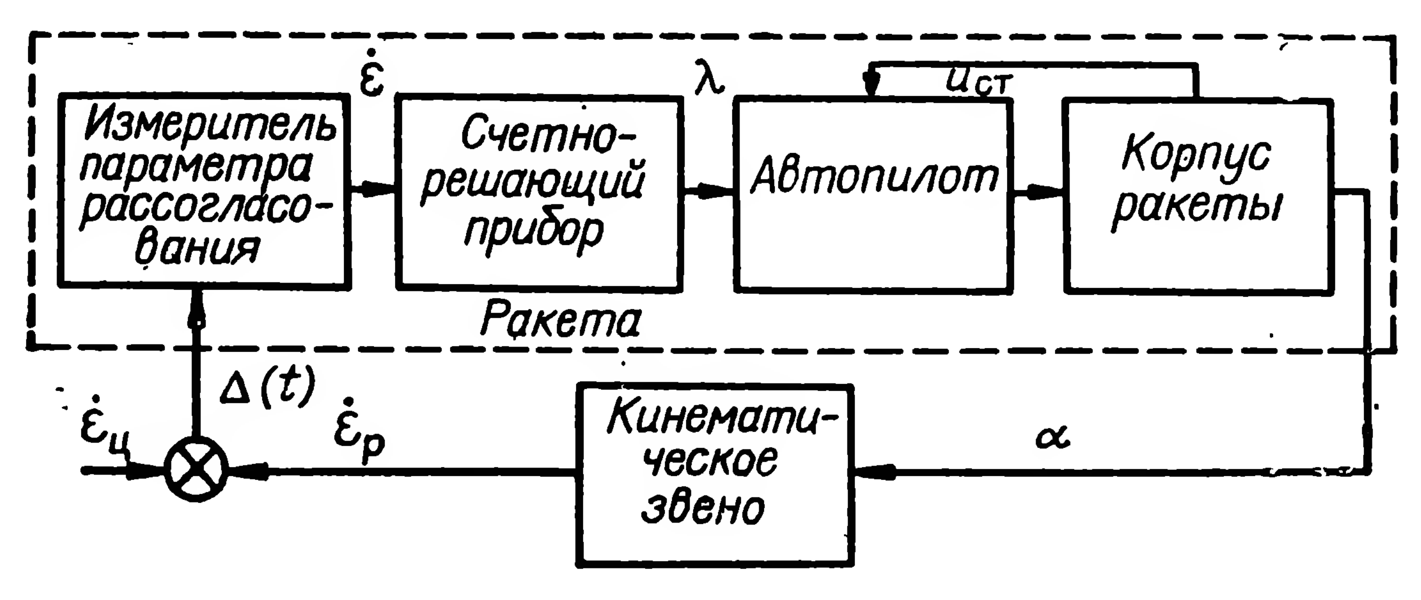


Рис. 4.6. Функциональная схема системы самонаведения

Особенностью контура системы самонаведения является отличие структуры кинематического звена, характеризующего относительное сближение ракеты и цели. Это обусловлено, во-первых, тем, что координатор (измерительный элемент) и счетно-решающий прибор установлены на борту ракеты, во-вторых, реализацией в системах самонаведения двухточечных методов наведения, в соответствии с которыми определяется взаимное положение двух точек — ракеты и цели.

Выбранный метод наведения будет определять вид передаточных функций кинематического звена, устанавливающего

связь между параметром рассогласования и параметрами движения цели и ракеты, бортового координатора и счетно-решающего прибора. Передаточная функция ракеты с автопилотом не отличается от соответствующей передаточной функции телеуправляемой ракеты, поэтому ограничимся рассмотрением контура самонаведения при реализации мето-

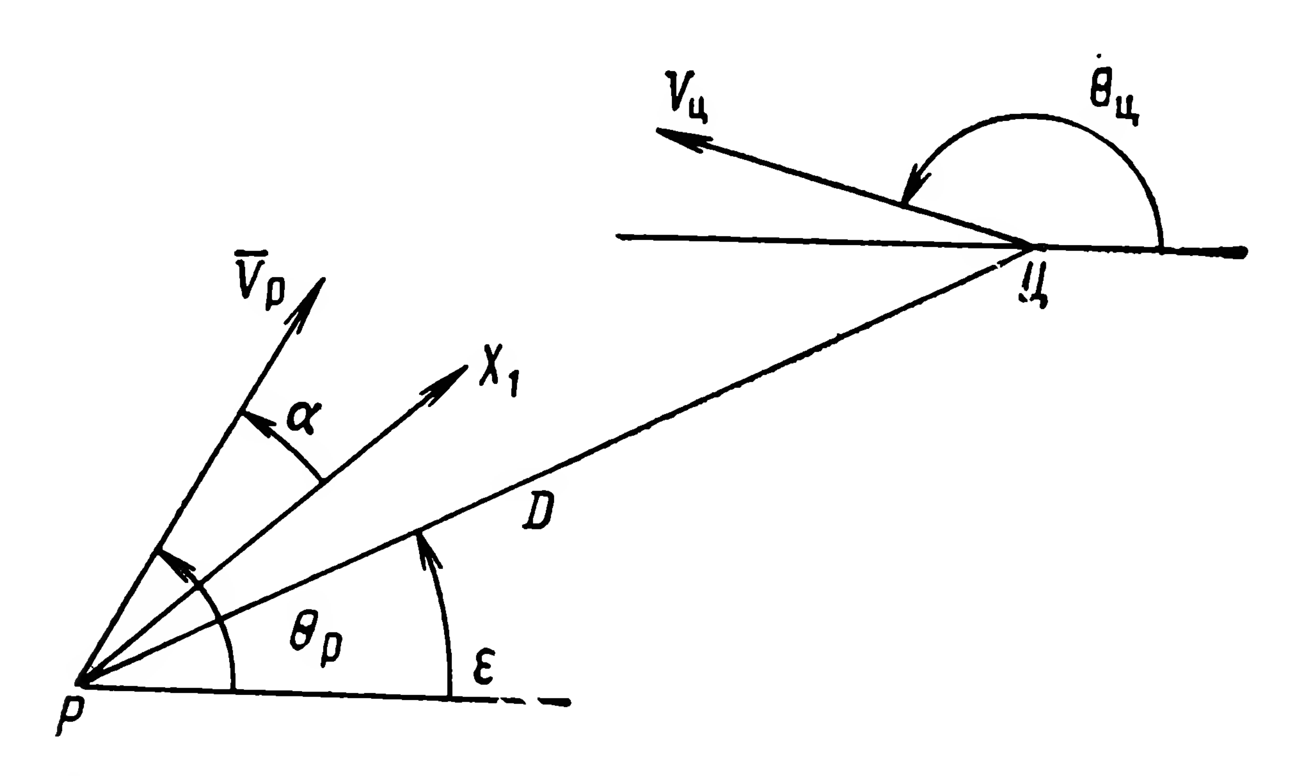


Рис. 4.7. К выводу уравнения кинематического звена контура самонаведения

дов наведения, требующих информации об угловой скорости линии ракета — цель (методы пропорционального и параллельного сближения).

Кинематическое звено. Физическую сущность кинематической связи при самонаведении покажем на примере наведения ракеты на цель в вертикальной плоскости (рис. 4.7). При самонаведении ракеты в вертикальной плоскости относительное положение ракеты и цели характеризуется вектором дальности ракета — цель $\bar{D}$, ориентацию в пространстве которого определяет угол ε, величина и скорость изменения которого зависят как от параметров движения цели, так и от параметров движения ракеты.

Уравнения кинематики самонаведения, характеризующие скорость изменения вектора дальности и его угловую скорость вращения, имеют вид

$$\dot{D} = V_ц \cos(\Theta_ц - \varepsilon) - V_р \cos(\Theta_р - \varepsilon); \quad (4.32)$$

$$D\dot{\varepsilon} = V_ц \sin(\Theta_ц - \varepsilon) - V_р \sin(\Theta_р - \varepsilon), \quad (4.33)$$

где $\dot{D}$, $\dot{\varepsilon}$ — скорость изменения вектора дальности и угловая скорость его вращения соответственно;

$V_ц$, $\Theta_ц$ — модуль и угол наклона вектора скорости цели соответственно;

$V_р$, $\Theta_р$ — модуль и угол наклона вектора скорости ракеты соответственно.

Рассматривая условия наведения на встречных курсах, можно допустить, что $\cos(\varepsilon - \Theta_ц) \approx 1$, $\cos(\varepsilon - \Theta_р) \approx 1$, $\sin(\varepsilon - \Theta_ц) \approx \varepsilon - \Theta_ц$, $\sin(\varepsilon - \Theta_р) \approx \varepsilon - \Theta_р$, тогда получим

$$\dot{D} = V_ц - V_р; \qquad (4.34)$$

$$D\dot{\varepsilon} = V_ц(\varepsilon - \Theta_ц) - V_р(\varepsilon - \Theta_р). \qquad (4.35)$$

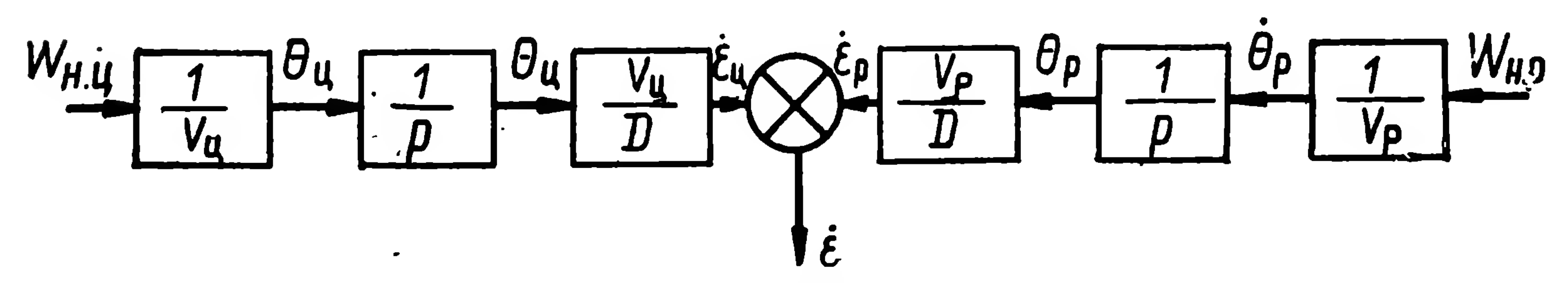


Рис. 4.8. Кинематическое звено контура самонаведения

Уравнение (4.35) показывает, что скорость вращения линии ракета — цель обусловливается движением цели и движением ракеты перпендикулярно этой линии, т. е.

$$\dot{\varepsilon} = \dot{\varepsilon}_ц + \dot{\varepsilon}_р, \qquad (4.36)$$

где $\dot{\varepsilon}_ц$, $\dot{\varepsilon}_р$ — составляющие скорости вращения линии визирования ракета — цель (вектора $\overline{D}$), обусловленные соответственно движением цели и ракеты.

Учитывая, что

$$\dot{\Theta}_р = \frac{W_{н.р}}{V_р}, \text{ а } \Theta_р = \int \frac{W_{н.р}}{V_р} dt,$$

в операторной форме можно записать

$$\dot{\varepsilon}_р = \frac{V_р}{D}\left(\varepsilon - \frac{W_{н.р}}{V_р}\frac{1}{p}\right); \qquad (4.37)$$

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{V_ц}{D}\left(\varepsilon - \frac{W_{н.ц}}{V_ц}\frac{1}{p}\right). \qquad (4.38)$$

Структурная схема кинематического звена при реализации методов пропорционального и параллельного сближения показана на рис. 4.8.

Бортовой координатор. При самонаведении по методу параллельного или пропорционального сближения для измерения угловой скорости вращения линии ракета — цель могут применяться бортовые координаторы со следящим гироприводом, со следящей антенной и гироскопическими датчиками угловых скоростей [6, 15]. Работа бортовых координаторов будет подробно рассмотрена в разд. 7. Здесь ограничимся кратким анализом свойств бортового координатора как одного из звеньев контура самонаведения.

Входным воздействием координатора является значение угла ε. На выходе координатора формируется сигнал

$$u_{\text{вых. коор}} = \frac{\kappa_{\text{пу}}(p)}{p + \kappa_{\text{пу}}(p)\,\kappa_{\text{гп}}(p)}\,p\varepsilon, \qquad (4.39)$$

где $\kappa_{\text{пу}}(p)$, $\kappa_{\text{гп}}(p)$ — коэффициенты передачи пеленгатора и гиропривода соответственно.

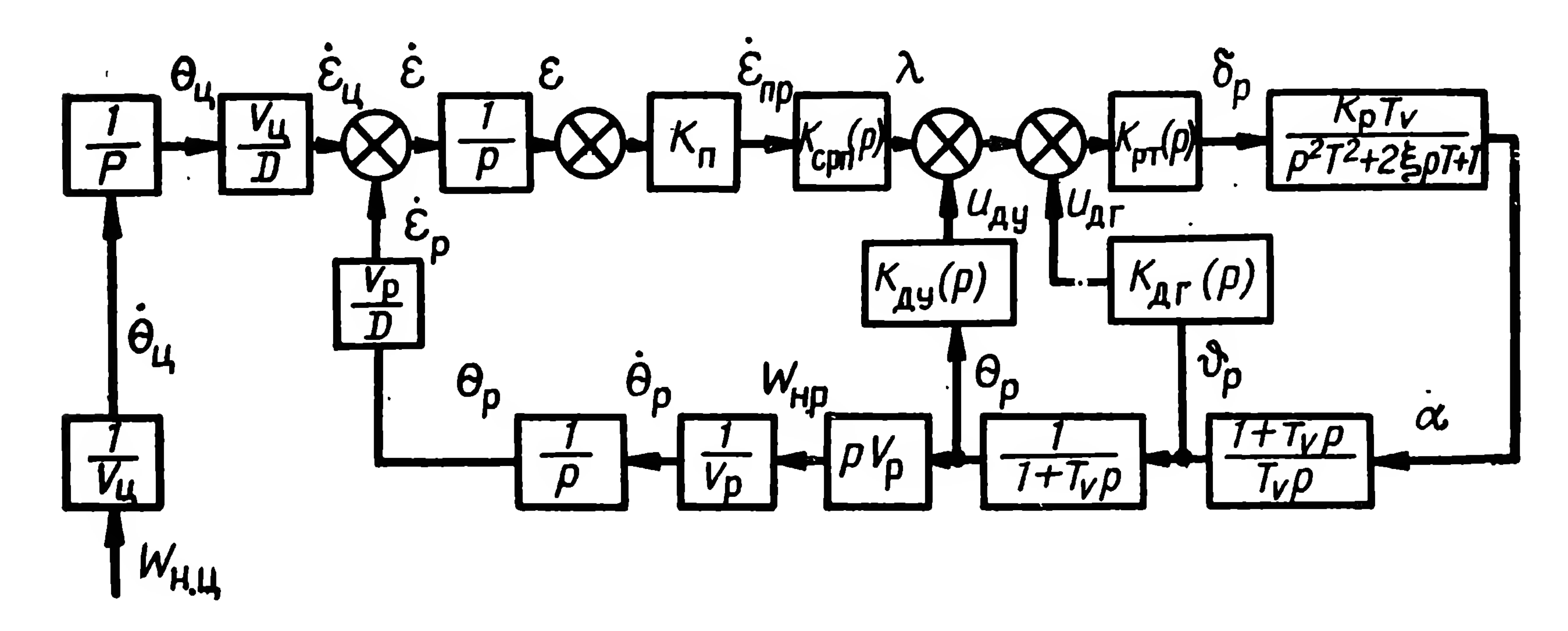


Рис. 4.9. Контур системы самонаведения при реализации метода параллельного (пропорционального) сближения

Координатор со следящим гироприводом обеспечивает измерение угловой скорости линии ракета — цель в стабилизированной системе координат, в то же время позволяет осуществить достаточно точное слежение за целью по угловым координатам.

Счетно-решающий прибор (СРП). В контуре системы самонаведения счетно-решающий прибор в значительной степени выполняет те же функции, что и устройство выработки команд в командных системах управления, но в более ограниченных пределах.

Связь между сигналом рассогласования и формируемой СРП командой управления может быть представлена в виде

$$\lambda_{\text{срп}} = K\left(\dot{\varepsilon}_{\text{пр}} + \Delta\dot{\varepsilon}_{\text{к}}\right) K_{\text{срп}}(p), \qquad (4.40)$$

где K — коэффициент преобразования;

$\dot{\varepsilon}_{\text{пр}}$ — измеренное значение угловой скорости антенны;

$\Delta\dot{\varepsilon}_{\text{к}}$ — компенсационная составляющая угловой скорости, обусловленная действием силы тяжести, продольным ускорением ЗУР и преломлением обтекателя;

$K_{\text{срп}}(p)$ — передаточная функция счетно-решающего прибора.

На рис. 4.9 показан контур системы самонаведения при реализации метода пропорционального или параллельного сближения. Видим, что параметр рассогласования $\dot{\varepsilon}$ является входным воздействием контура управления; при постоянных

значениях $\Theta_ц$, $\Theta_р$, $V_ц$ и $V_р$ величина его будет изменяться тем быстрее, чем ближе ракета к цели. Поскольку звено $1/D$ в контур включено последовательно, то коэффициент усиления контура с уменьшением D будет возрастать, увеличивая чувствительность системы управления, что приводит к увеличению точности наведения по мере сближения ракеты с целью. Это положение является принципиальным отличием данной системы от системы командного управления, в которой, как ранее отмечалось, по мере удаления ракеты от пункта управления точность наведения уменьшается.

Однако начиная с некоторой дальности D коэффициент усиления контура становится настолько большим, что контур возбуждается (нарушается условие запаса устойчивости контура управления по амплитуде) и управление становится невозможным, т. е. полет ракеты становится неуправляемым.

Для уменьшения размеров «мертвой» зоны необходимо уменьшать инерционность звена автопилот — ракета, что в свою очередь требует увеличения маневренных свойств ракеты. Другой причиной нарушения процесса управления может послужить выход за пределы угла зрения пеленгатора линейных размеров цели при малой дальности между ракетой и целью. Например, при максимальном линейном размере цели 15—30 м и полезном угле зрения пеленгатора в 10° «мертвая» зона может быть на дальности 75—150 м [23].

5. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ ВИЗИРЫ ЦЕЛЕЙ И РАКЕТ

5.1. Методы определения координат целей и ракет

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. Управление полетом ракеты требует измерения текущего значения параметра рассогласования, характеризующего меру отклонения ракеты от расчетной траектории. Для этого в общем случае требуется определение местоположения цели относительно пункта управления или ракеты. Одновременно с этим необходимо знать положение ракеты в пространстве.

Известно, что положение точки в пространстве может быть однозначно определено тремя координатами в какой-либо системе координат: прямоугольной, сферической, биплоскостной, параметрической. Выбор той или другой системы диктуется конструктивными соображениями, положенными в основу работы устройств измерения координат и параметров движения цели и ракеты.

В **прямоугольной** (декартовой) системе координат положение цели в данный момент времени может быть однозначно определено координатами XYZ, которые представляются проекциями отрезка $OЦ$ на соответствующие оси системы координат (рис. 5.1, *а*). Начало отсчета (точка O) чаще совмещается с пунктом наведения ракет. Очевидно, что такая система координат не позволяет определить местоположение цели при непосредственном визировании, как это имеет место в современных радиолокационных или оптических устройствах.

Наибольшее распространение получила **сферическая** система координат (рис. 5.1, *б*), в которой положение воздушной цели в пространстве определяется величиной угла в горизонтальной плоскости OXZ между направлением на цель и принятым основным направлением (например, направлением на север), называемым азимутом цели $\beta_ц$; величиной угла в вертикальной плоскости, проходящей через ось OY и цель. Этот угол называют углом места цели — $\varepsilon_ц$; линейной величиной, соединяющей точки O и $Ц$, называемой наклонной дальностью цели — $D_ц$.

Азимут цели может принимать значения от 0 до 360°, угол места цели — от 0 до 90° Местоположение ракеты в данной системе (координаты $\beta_р$, $\varepsilon_р$, $D_р$) определяется путем визирования объектов. В этой системе сравнительно просто измерение производных координат: скорости изменения азимута, угла места, дальности, их ускорений и т. д.

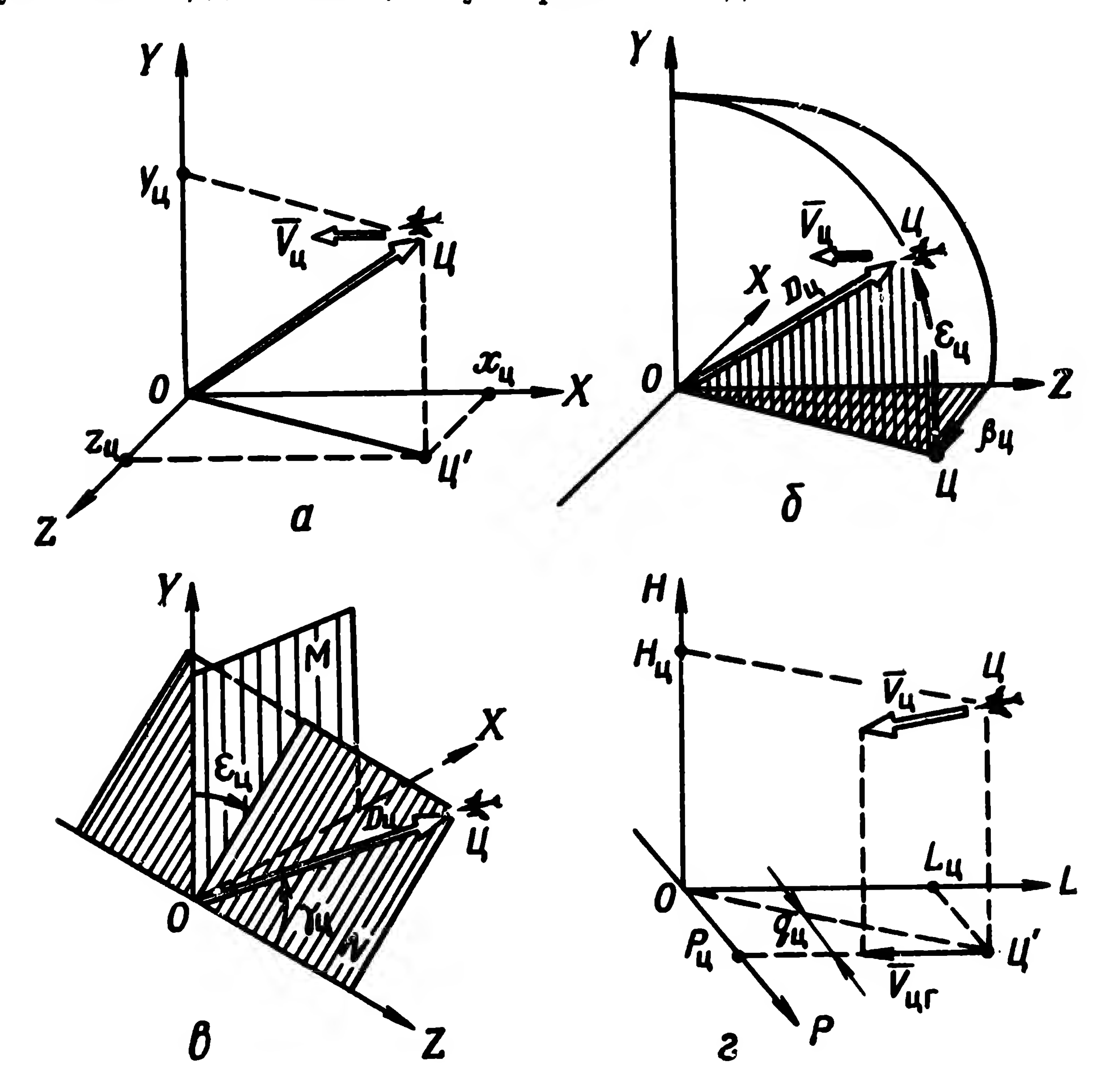


Рис. 5.1. Системы координат:

а — прямоугольная (декартовая); *б* — сферическая; *в* — биплоскостная; *г* — параметрическая

Биплоскостная система характерна тем, что в ней для определения положения цели в пространстве необходимо провести наклонную плоскость N через ось OZ и цель (рис. 5.1, *в*). Тогда положение цели в пространстве определится углом $\gamma_ц$ между осью OZ и направлением на цель $OЦ$, измеренным в наклонной плоскости; углом $\varepsilon_ц$ между вертикальной осью OY и линией пересечения плоскостей M и N; дальностью наклонной $D_ц$, измеренной в наклонной плоскости N. В биплоскостной системе определение текущих координат цели осуществляется путем слежения за целью радиолокационными или другими визирами.

Параметрическая прямоугольная система координат позволяет определить текущие значения высоты $H_ц$, курсового параметра цели $P_ц$ и пути цели до параметра (рис. 5.1, *г*). Начало координат этой системы совмещается с пунктом наведения или местом старта ракеты, ось *OH* направлена вертикально вверх, оси *OL* и *OP* лежат в горизонтальной плоскости, при этом ось *OL* параллельна проекции вектора скорости цели на горизонтальную плоскость, а ось *OP* перпендикулярна ей.

В этой системе координат под курсовым параметром цели понимается кратчайшее расстояние от начала осей координат до проекции курса цели на горизонт. Величина $P_ц$ может изменяться от нуля до некоторого значения в зависимости от курса цели. Курсовой параметр будет равен нулю, когда цель движется в вертикальной плоскости, проходящей через ось *OL*. В зависимости от направления движения цели относительно пункта наведения различают правый и левый параметры.

ЦЕЛЬ КАК ИСТОЧНИК ИНФОРМАЦИИ способна отражать световые лучи, излучать тепловую энергию, излучать и отражать радиоволны, быть источником звуковой энергии.

Свойство цели отражать радиоволны широко используется в радиолокации. Под действием источника облучения в элементах конструкции цели, обладающих электрической проводимостью, возникают высокочастотные токи, являющиеся источником излучения электромагнитных волн. Чем больше электрическая проводимость элементов конструкции цели, тем больше мощность вторичного излучения, которая также пропорциональна и площади излучающих элементов. Явление вторичного излучения электромагнитных волн цели принято называть отражением.

Способность цели отражать радиоволны оценивают **эффективной площадью отражения** $\sigma_ц$, которая в процессе движения цели относительно точки стояния радиолокатора может значительно изменяться, что сказывается на величине потока отражаемой от нее энергии.

В ряде случаев несколько самолетов могут находиться на малых расстояниях друг от друга и наблюдаться радиолокатором как одна цель. Такая цель называется групповой. Ее свойства отражать электромагнитную энергию оцениваются также эффективной площадью отражения

$$\sigma_{ц\,гр} = \sum_{i=1}^{M} \sqrt{\sigma_{ц\,i}}. \qquad (5.1)$$

Величина $\sigma_{ц\,гр}$ групповой цели изменяется в больших пределах при эволюциях самолетов в группе и может составлять $(0{,}5-4)\,\sigma_ц$.

Цель может являться источником собственных радиоизлучений, например при создании активных помех работе радиолокационных устройств, при излучении сигналов передатчиками связи и др., тогда плотность потока мощности радиоволн не будет зависеть от свойств цели, а определится лишь параметрами источников излучения (мощностью передатчика и направленными свойствами его антенны).

Вместе с этим цель может рассматриваться и как источник радиоизлучения теплового происхождения (радиотеплового излучения), которое представляет собой поле тепловых шумовых токов, возникающих в элементах цели (при этом радиотепловое излучение представляется как суммарное излучение множества элементарных антенн, расположенных в объеме элементов конструкции цели, в которых протекают шумовые токи сверхвысоких частот).

Интенсивность радиотеплового излучения зависит от электрической проводимости и диэлектрической проницаемости материала элементов. Тела, обладающие малой проводимостью (высокочастотные диэлектрики), имеют незначительное радиотепловое излучение.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЦЕЛИ И РАКЕТЫ В РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ВИЗИРАХ основаны на реализации свойств цели отражать и излучать радиоволны.

Радиолокационные средства позволяют определять местоположение цели (ракеты) в пространстве и ее скорость. Знание координат $\beta_ц$, $\varepsilon_ц$, $D_ц$ позволяет определить в случае необходимости высоту цели $H_ц$ и дальность горизонтальную $d_ц$:

$$H_ц = D_ц \sin \varepsilon_ц; \quad d_ц = D_ц \cos \varepsilon_ц. \tag{5.2}$$

Измерение координат цели связано с анализом радиолокационных сигналов, в зависимости от природы возникновения которых различают **три вида радиолокации:** активную с пассивным ответом, пассивную, активную с активным ответом (рис. 5.2).

Активной радиолокацией с пассивным ответом называют такую, когда радиолокационным сигналом является отраженный (переизлученный) сигнал цели. При этом методе радиолокационный визир содержит передатчик, вырабатывающий зондирующие (прямые) сигналы, антенну, излучающую и улавливающую сигналы, приемник, осуществляющий усиление и преобразование радиолокационных сигналов. С выхода приемника сигналы подаются в устройства выделения информации.

Полуактивный метод радиолокации — такой, при котором цель облучается радиосигналами, вырабатываемыми передатчиком, установленным вне визира цели, а приемник ра-

диолокационных сигналов находится в составе аппаратуры визира.

Пассивная радиолокация состоит в приеме и обработке собственных радиоизлучений цели. В этом случае визир имеет в своем составе антенну и приемник, осуществляющие прием,

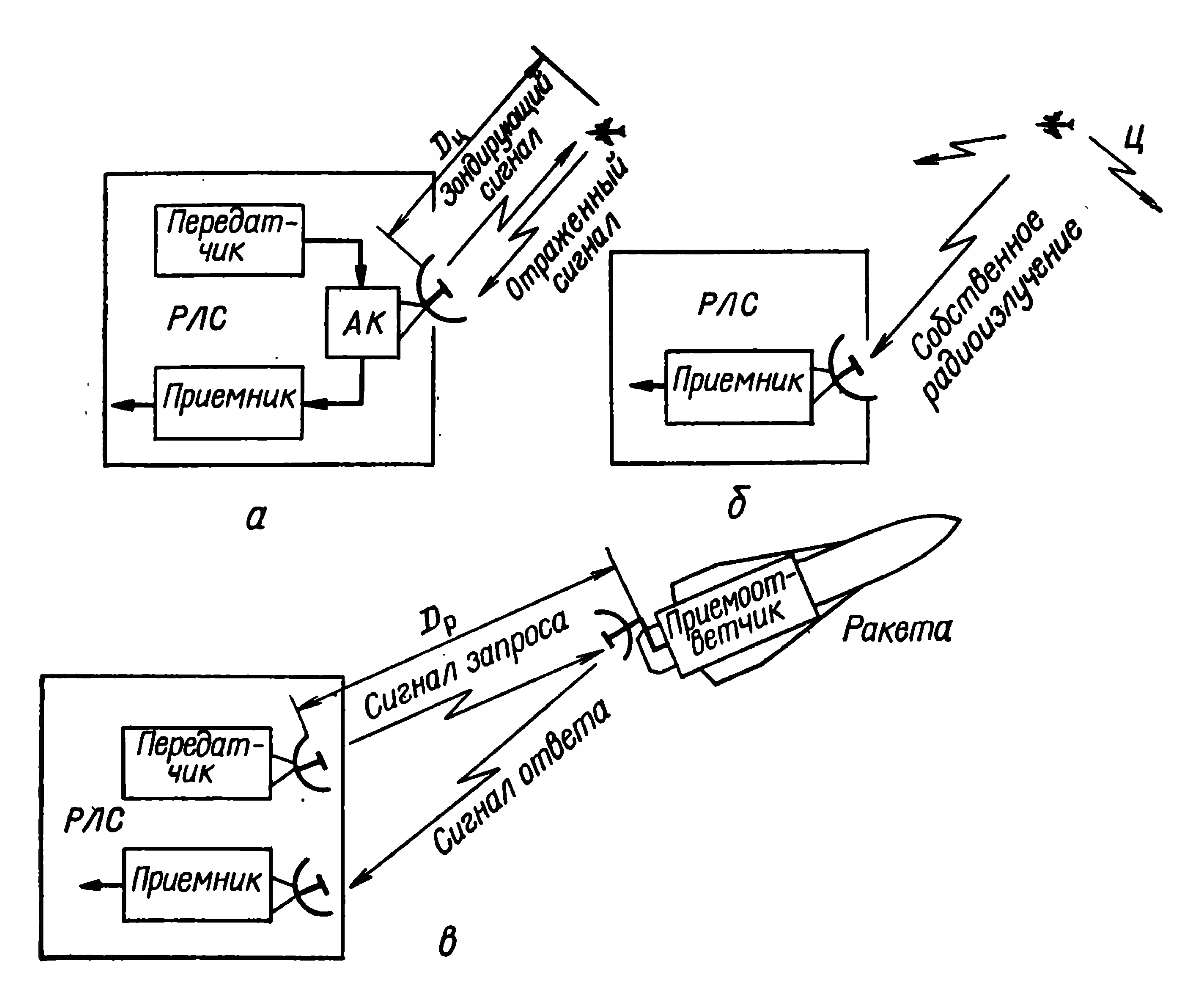


Рис. 5.2. Методы радиолокации:

а — активный с пассивным ответом; *б* — пассивный; *в* — активный с активным ответом

усиление и преобразование радиолокационных сигналов. Источником собственного излучения цели здесь могут быть как бортовые передатчики, так и радиотепловое излучение, о чем было сказано ранее.

Активная радиолокация с активным ответом состоит в определении местоположения объектов путем обработки информации, извлекаемой из сигналов ответа, ретранслированных приемоответчиком, установленным на сопровождаемом объекте (цели, ракете). Чаще данный метод используется для сопровождения объектов, обладающих малой эффективной площадью отражения (например, ракет, истребителей и др.). Для реализации этого метода в составе визира устанавливается передатчик, который через антенну передает сигналы запроса на сопровождаемый объект. При поступлении

каждого из этих сигналов передатчик объекта формирует радиосигнал, излучаемый в направлении визира. Сигналы ответа могут иметь частоту, отличную от частоты сигналов запроса. Их мощность значительно выше мощности отраженных от малоразмерного объекта сигналов, что позволяет иметь требуемую дальность устойчивого сопровождения.

Методы определения дальности основаны на измерении времени прохождения (запаздывания) сигналов от визира до цели и обратно. Принято, что радиоволны распространяются прямолинейно и с постоянной скоростью ($c=299\,793$ км/с для вакуума или приближенно $c=3\cdot10^8$ м/с). Для реальных условий это время измеряется тысячными долями секунды

$$t_{з.ц}=\frac{2D_ц}{c}. \tag{5.3}$$

Так, при наклонной дальности цели $D_ц=150$ км время запаздывания сигнала, отраженного (переизлученного) от цели, считая с момента его излучения антенной визира $t_{з.ц}=1$ мс$=$ $=1000$ мкс.

Известно несколько методов измерения дальности, отличающихся друг от друга видом используемого для определения времени запаздывания сигнала: импульсный, частотный, фазовый.

Импульсный метод основан на измерении времени прохождения импульса передатчика визира от точки его стояния до цели и обратно.

Для аппаратурной реализации данного метода в состав радиодальномера входят синхронизатор, передатчик, приемник, индикатор, устройство измерения дальности (рис. 5.3). Сущность метода сводится к следующему. В некоторый момент времени $t=0$ синхронизатор, формирующий импульсы запуска передатчика и схемы формирования напряжения развертки дальности, выдает соответствующие импульсы. С поступлением импульса от синхронизатора передатчик вырабатывает мощный высокочастотный зондирующий импульс, который через антенный коммутатор АК поступает в антенну и излучается в направлении цели. Одновременно запускается схема формирования напряжения развертки дальности, вырабатывающая медленно нарастающее напряжение постоянного тока. Напряжение развертки U_{pD} подается на горизонтально отклоняющие пластины электронно-лучевой трубки, под действием которого электронный луч трубки начинает отклоняться в горизонтальном направлении, вычерчивая на экране горизонтальную линию — развертку дальности. Начало развертки соответствует моменту излуче-

ния зондирующего импульса, а скорость перемещения луча по экрану пропорциональна скорости распространения электромагнитной энергии. Если длина развертки равна $l_р$ и про-

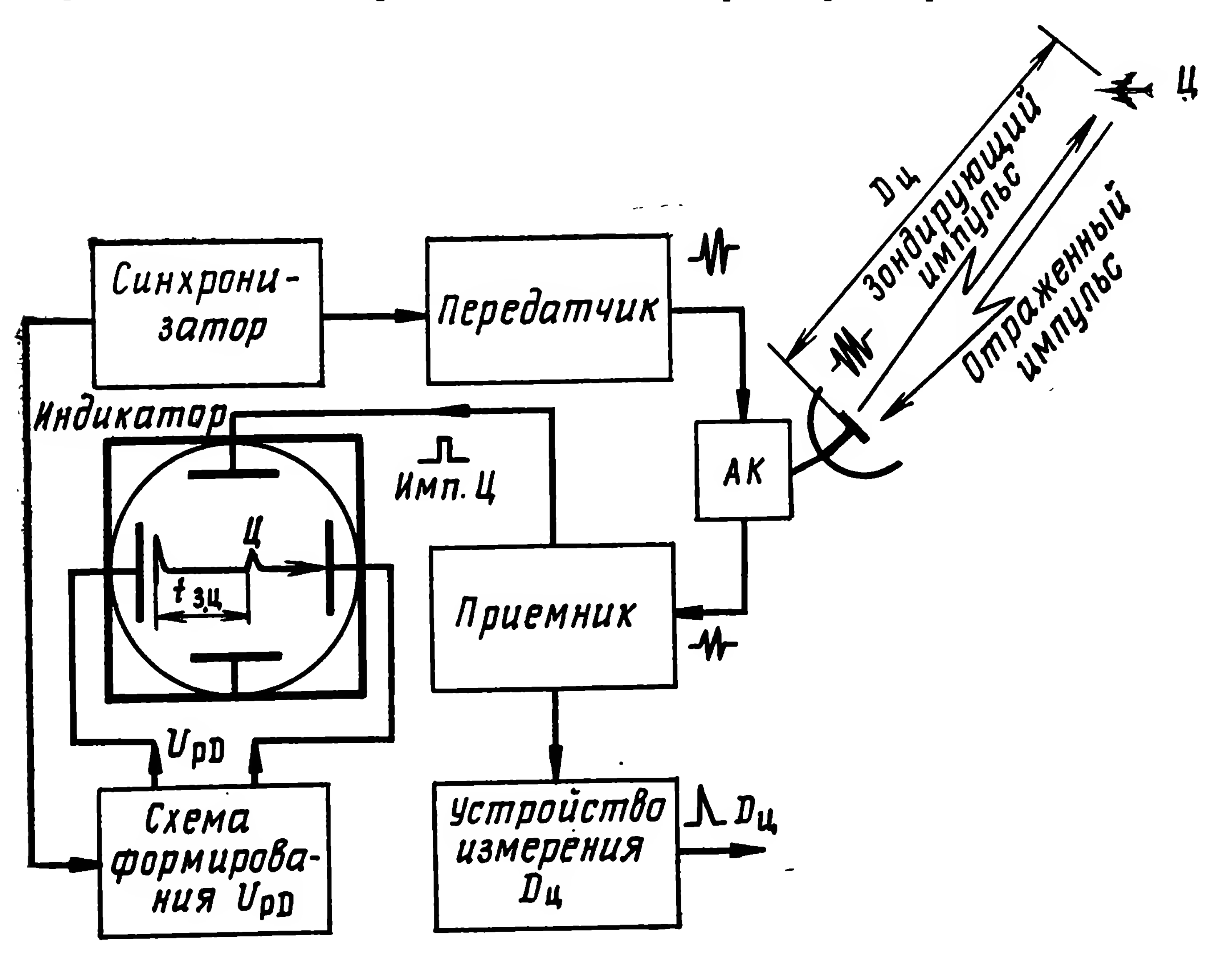


Рис. 5.3. Приборная реализация импульсного метода измерения дальности цели

порциональна максимальной дальности цели $D_ц$, то скорость движения луча

$$V_{э.л} = \frac{l_р}{2D_{ц\,max}} c. \qquad (5.4)$$

За время прохождения импульса от визира к цели и обратно электронный луч трубки переместится по экрану на величину $l_{р.ц}$, пропорциональную $2D_ц$,

$$l_{р.ц} = \frac{V_{э.л}}{c} 2D_ц. \qquad (5.5)$$

Прокалибровав развертку индикатора в единицах дальности, можем непосредственно отсчитывать дальности целей.

Метод с применением индикатора является ручным и имеет малую точность измерения, поэтому он может применяться для грубой оценки дальности.

Более точное измерение дальности импульсным методом достигается с помощью автоматических следящих аналоговых или цифровых систем и составляет иногда несколько

метров при дальностях цели в несколько десятков и сотен километров.

Аналогичен рассмотренному метод измерения дальности при непрерывном фазокодоманипулированном сигнале. Передатчик визира излучает высокочастотные ко-

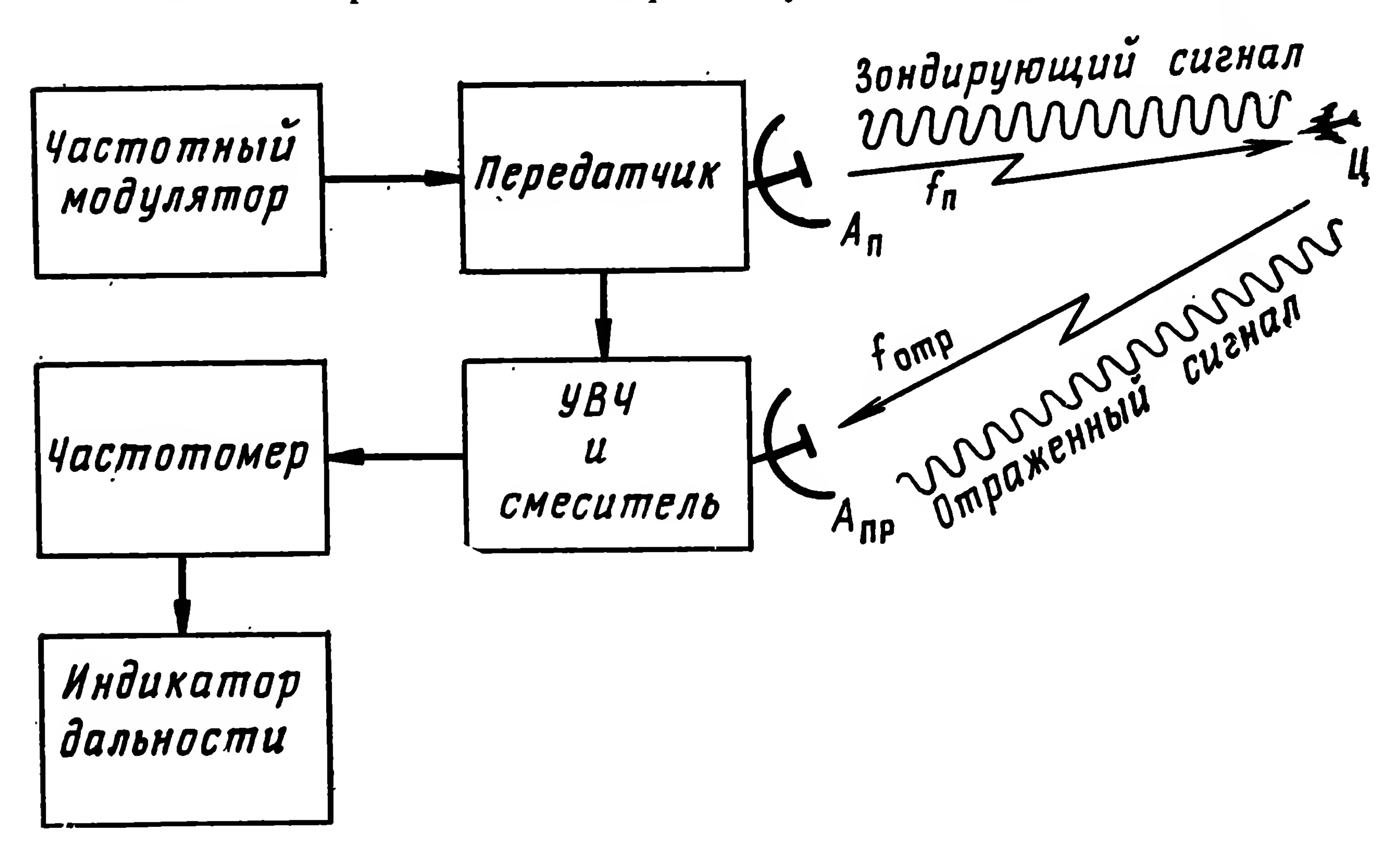


Рис. 5.4. Приборная реализация частотного метода измерения дальности цели

лебания, промодулированные по фазе. В качестве закона модуляции может быть использован специально вырабатываемый код.

К недостаткам импульсного метода определения дальности относятся трудности получения значительных мощностей излучаемых импульсов для обнаружения и сопровождения целей на больших дальностях и невозможность измерения скорости целей. Этих недостатков лишены методы с применением фазокодоманипулированных и шумоподобных сигналов. Однако их реализация значительно сложнее.

Частотный метод измерения дальности основан на изменении величины частоты передатчика за время прохождения сигнала к цели и обратно. Для этого используют непрерывный сигнал, частота которого изменяется во времени по линейному пилообразному или синусоидальному закону. Дальномер, реализующий данный метод, имеет передатчик, приемник, две антенны, частотный модулятор, частотомер и индикатор дальности (рис. 5.4).

Частотно-модулированный сигнал излучается антенной $А_п$ и в некоторый момент времени достигает цели. После отражения от нее сигнал улавливается антенной $А_{пр}$ и подает-

ся в усилитель высокой частоты (УВЧ) и далее в смеситель, куда подается прямой сигнал передатчика.

При линейном изменении частоты сигнала передатчика со скоростью $\gamma_п = df_п/dt$ частота излучаемых передатчиком колебаний за время запаздывания $t_{з.ц} = 2D_ц/c$ изменится на величину

$$\Delta f_п = \gamma_п \frac{2D_ц}{c}. \tag{5.6}$$

Из формулы (5.6) следует, что

$$D_ц = \frac{c}{2\gamma_п} \Delta f_п. \tag{5.7}$$

Но $\Delta f_п = F_р = f_п - f_{пр}$, тогда

$$D_ц = \frac{c}{2\gamma_п} (f_п - f_{пр}) \tag{5.8}$$

Из формулы (5.8) видно, что для определения дальности частотным методом необходимо измерять разность частот излучаемого и принимаемого сигналов, которая выделяется в смесителе.

Величина разностной частоты измеряется частотомером, проградуированным в единицах дальности цели. Индикация сигналов цели может быть осуществлена индикатором, куда поступает сигнал после частотомера.

Разрешающая способность по дальности частотного метода зависит от формы излучаемых сигналов и свойств частотомера или анализатора частоты, в качестве которого используют набор фильтров, перекрывающий весь диапазон возможных разностных частот, число которых должно быть не менее

$$n_ф \geqslant \frac{F_{р\,max} - F_{р\,min}}{\Delta F_ф}, \tag{5.9}$$

где $F_{р\,max}$, $F_{р\,min}$ — максимальное и минимальное значения разностных частот;
$\Delta F_ф$ — полоса пропускания фильтра.

Разрешение целей по дальности может быть реализовано при условии, когда разностные частоты от двух целей проходят через соседние фильтры.

К достоинствам частотного метода относят возможность измерения малых расстояний (до долей метра) и использование маломощных передатчиков, работающих в режиме непрерывного излучения, а к недостаткам — необходимость иметь две антенны, высокие требования к линейности изменения частоты и загрубление чувствительности приемника просачивающимися сигналами передатчика.

Фазовый метод состоит в измерении разности фаз прямого и отраженного от цели сигналов. Он находит ограниченное применение.

Методы измерения угловых координат используют свойство радиоволн распространяться прямолинейно, что позволяет определить направление на источник их излучения, т. е. на цель. Реализация методов предполагает применение антенн, обладающих некоторой направленностью, т. е. способностью принимать радиоволны с определенных направлений.

Направленные свойства антенны определяются характеристикой направленности, представляющей собой зависимость напряженности электромагнитного поля (или плотности потока энергии), создаваемого передающей антенной, от направления в равноудаленных от антенны точках. Графическое изображение нормированной характеристики направленности антенны называют диаграммой направленности. Чем у́же диаграмма направленности, тем более направленными свойствами обладает антенна. Величина направленности оценивается шириной диаграммы направленности, под которой понимают угол Θ_a°, ограниченный направлениями, соответствующими напряженности поля не менее 0,707 (по мощности 0,5) от максимального значения.

Свойством направленности обладает и приемная антенна. При этом характеристики антенны на излучение и прием идентичны. Для приемной антенны характеристика (диаграмма) направленности показывает относительную зависимость ЭДС сигнала на выходе антенны от направления приема.

Метод максимума — такой, при котором направление на цель определяется по максимуму сигнала, принимаемого от цели (по максимуму пеленгационной характеристики). Этот метод используется при круговом вращении антенны или качании ее в некотором секторе пространства. Для реализации метода применяют узконаправленные антенны, ширина диаграммы направленности которых составляет доли или единицы градусов.

При вращении (качании) антенны и работе передатчика в режиме импульсного излучения в направлении цели будут излучаться импульсы разной амплитуды, в соответствии с этим будет изменяться и амплитуда отраженных сигналов (рис. 5.5, *а*).

Максимум пакета импульсов соответствует моменту прохождения максимумом диаграммы направленности направления на цель. Огибающая пачки соответствует произведению диаграмм направленности антенны при передаче и при приеме сигналов.

Для измерения величины угловой координаты при этом методе может быть использован индикатор, начало разверт-

ки которого совпадает с моментом прохождения диаграммой направленности направления, принятого за начало отсчета угловой координаты (например, начало сектора обзора пространства в данной плоскости). Если скорость движения луча

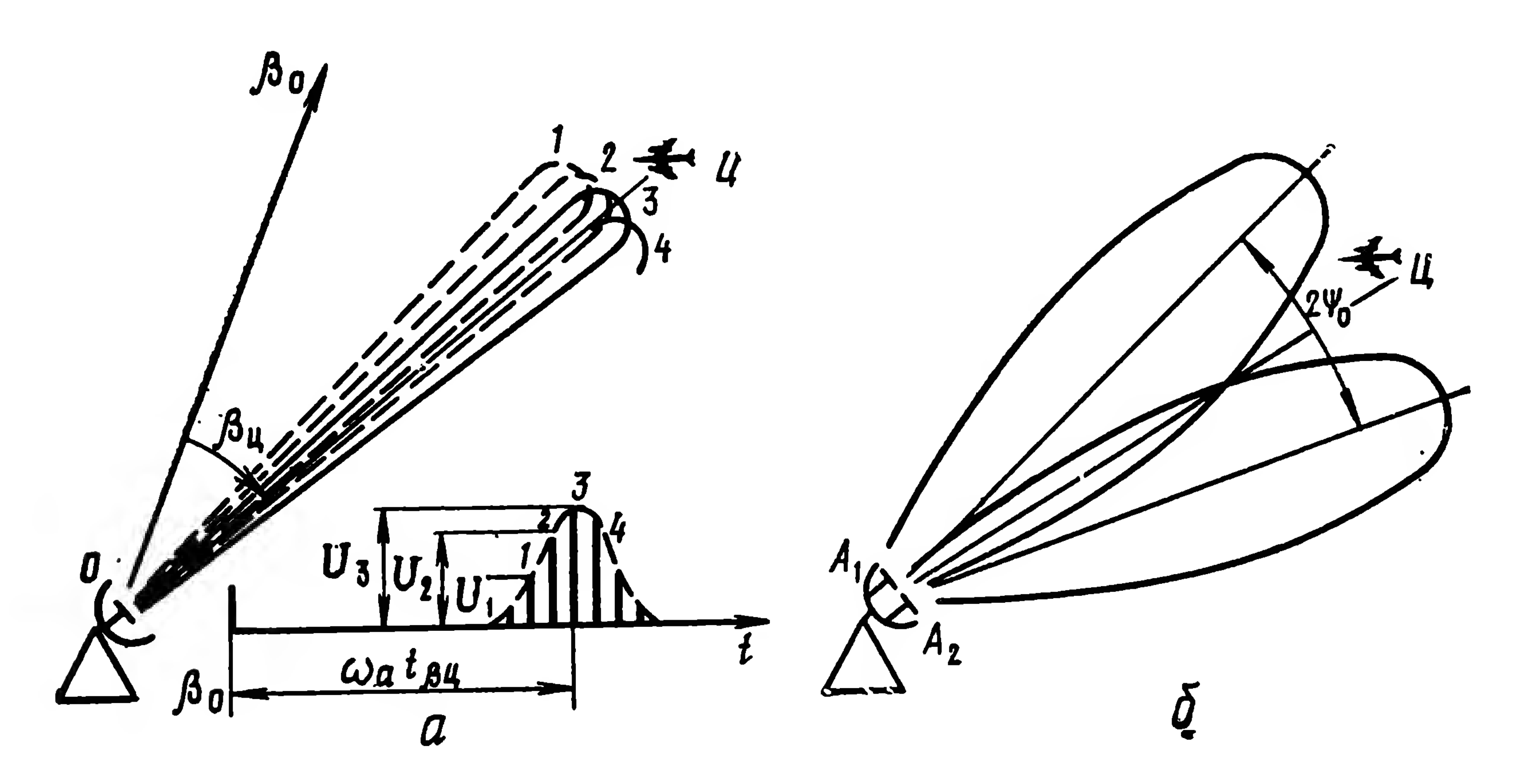


Рис. 5.5. Определение угловых координат цели методами: *а* — максимума; *б* — минимума

постоянна и равна ω_a, то величина угловой координаты цели (например, азимута)

$$\beta_ц = \beta_0 + \omega_a t_{\beta ц}, \qquad (5.10)$$

где β_0 — условное начало отсчета азимута цели;

$t_{\beta ц}$ — время запаздывания максимума пачки импульсов цели относительно начала отсчета угловой координаты.

Этот метод обеспечивает как ручное, так и автоматическое измерение текущих угловых координат, его реализация достигается применением радиолокационных визиров, в состав которых входят антенны, передающее и приемное устройства, индикатор и устройство автоматического измерения координат.

К достоинствам этого метода относят сравнительную простоту исполнения и значительный энергетический потенциал визира, обусловленный наблюдением цели по максимуму сигнала.

Метод минимума. При этом методе (рис. 5.5, *б*) антенна формирует две диаграммы направленности, максимумы которых разнесены относительно друг друга на угол $2\Psi_0$. Для этого достаточно иметь одну антенну с двумя облучателями или фазированную антенную решетку.

При точном пеленге цель будет находиться на линии, соответствующей минимальному сигналу, поступающему в при-

емное устройство визира. Основной недостаток данного метода — неполное использование энергии излучаемых сигналов, в связи с чем дальность действия визира мала.

Достоинство метода состоит в высокой точности измерения направления на цель.

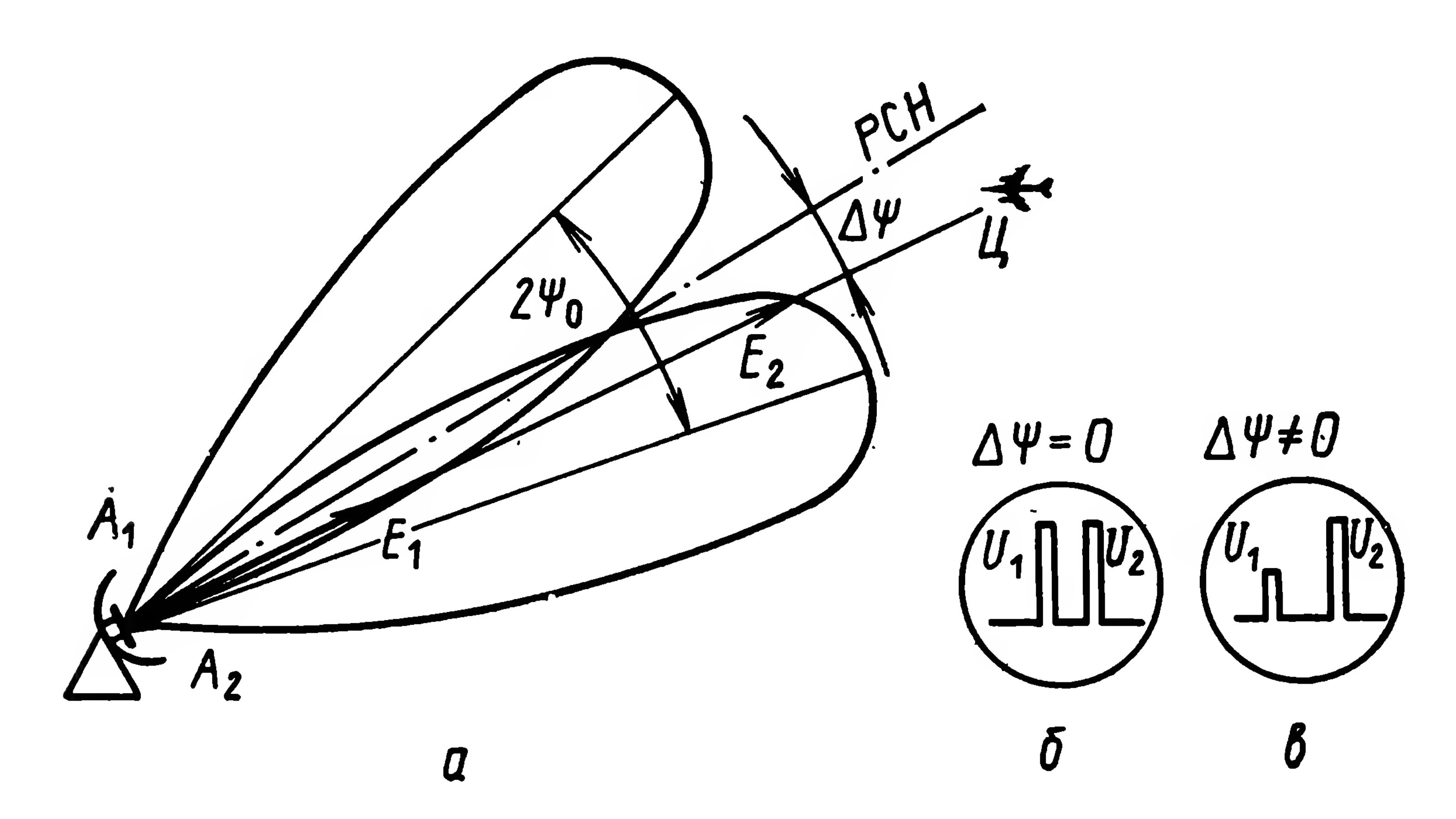


Рис. 5.6. Определение угловых координат цели методами равносигнальных зон:

а — диаграмма направленности антенны; *б* — цель находится на РСН; *в* — направление на цель не совпадает с РСН

Методы равносигнальной зоны широко используются в угломерных устройствах различных радиотехнических координаторов. Для определения направления на цель по этим методам антенна создает направление равных сигналов — равносигнальное направление (РСН), образуемое двумя диаграммами направленности (рис. 5.6, *а*). При нахождении цели на РСН сигналы, принимаемые лучами антенн A_1 и A_2, будут равны (рис. 5.6, *б*). Если цель отклонится от РСН на некоторый угол $\Delta\Psi$, амплитуды сигналов будут разными (рис.5.6, *в*)

$$U_1 = \kappa E_1,\ U_2 = \kappa E_2, \tag{5.11}$$

где E_1, E_2 — величины ЭДС сигналов на выходе антенны, создаваемые соответствующими лучами. В этом случае разность сигналов будет характеризовать величину угла отклонения цели от равносигнального направления, т. е.

$$U_р = U_1 - U_2 = k_\psi \Delta\psi, \tag{5.12}$$

где k_ψ — коэффициент пропорциональности.

Сигнал $U_р$ может быть использован как для измерения угла $\Delta\Psi$, так и для управления положением РСН при автоматическом сопровождении цели.

В зависимости от способа создания равносигнального направления различают методы с интегральной и с мгновенной равносигнальными зонами.

При методах с **интегральной** равносигнальной зоной равносигнальное направление создается путем качания или вращения диаграммы направленности антенны относительно ее электрической оси. В результате производится сравнение сигналов, принимаемых через некоторые интервалы времени. К числу этих методов относят метод с переключением диаграммы направленности и конического сканирования (конической развертки луча антенны). Эти два метода сравнительно просты в приборной реализации, но имеют существенный недостаток — большие флюктуационные ошибки измерения направления на цель, обусловленные флюктуациями сигналов, принимаемых в разные моменты времени.

Методами с **мгновенной** равносигнальной зоной называют такие, при которых равносигнальное направление образуют две (для одной плоскости) или четыре (для двух плоскостей) антенны, каждая из которых формирует диаграмму направленности игольчатого типа, в результате сигналы цели принимаются одновременно всеми антеннами и сравниваются мгновенно, т. е. в один и тот же момент времени. Естественно, что при этом влияние флюктуаций амплитуд принимаемых сигналов на точность измерения направления цели будет минимальным.

При методах мгновенных равносигнальных зон сравнение принимаемых сигналов может быть по амплитуде или фазе. В связи с этим первый из них называют методом с амплитудным мгновенным сравнением сигналов (АМС), второй — методом с фазовым мгновенным сравнением сигналов (ФМС).

В ряде случаев при использовании этих двух методов производится получение как разности, так и суммы принимаемых сигналов, поэтому их называют методами с **суммарно-разностной обработкой сигналов.**

К недостаткам этих методов относят необходимость иметь несколько антенн и сравнительно сложную аппаратуру обработки принимаемых сигналов.

Определение скорости цели сводится к измерению доплеровского приращения частоты отраженного движущейся целью сигнала. Электромагнитные колебания, поступающие к движущемуся объекту (цели), получают некоторое приращение частоты, **называемое доплеровским**, в результате частота облучаемых цель сигналов

$$f_{обл} = f_{изл} + f_{изл}\frac{V_r}{c} = f_{изл}\left(1 + \frac{V_r}{c}\right), \qquad (5.13)$$

где V_r — радиальная составляющая скорости движения цели относительно точки наблюдения (рис. 5.7).

Частота отраженных от цели колебаний получит также некоторое приращение, равное $(V_r/c)f_{обл}$, поэтому принимаемые антенной сигналы будут иметь частоту колебаний

$$f_{пр} = f_{отр}\left(1 + \frac{V_r}{c}\right) = f_{изл}\left(1 + \frac{V_r}{c}\right)^2. \qquad (5.14)$$

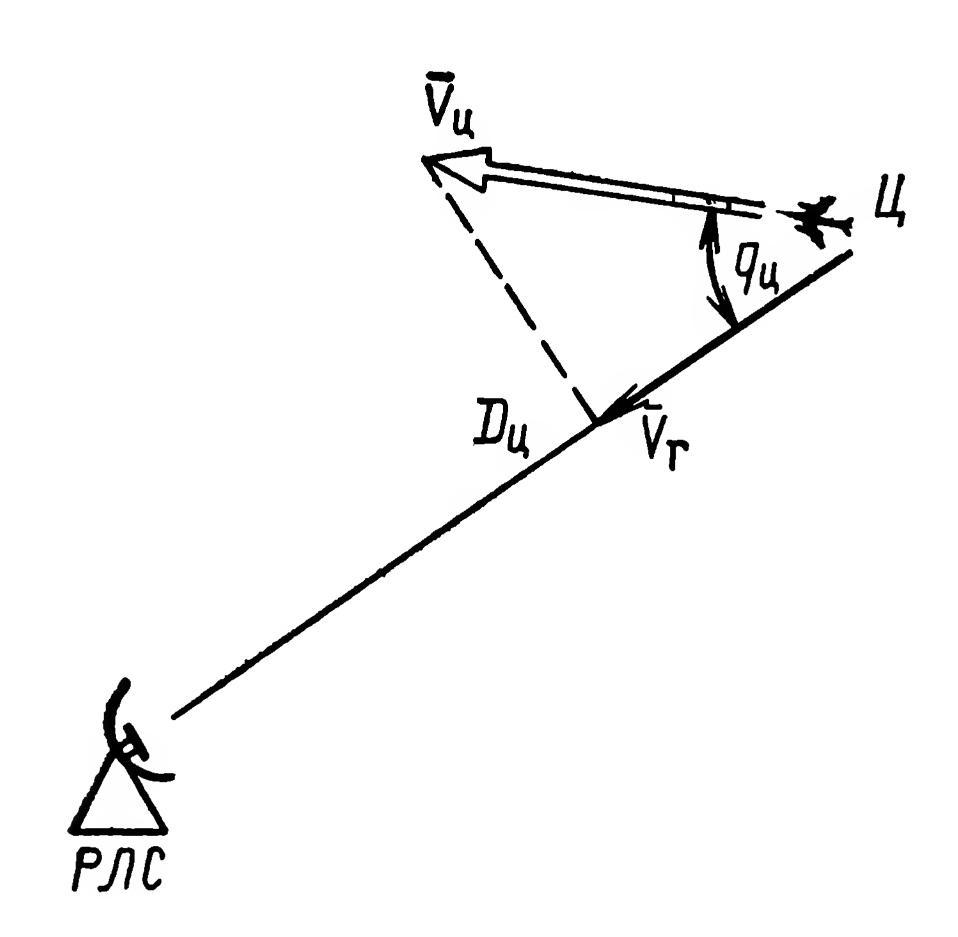


Рис. 5.7. Определение радиальной составляющей скорости цели

В формуле (5.14) отношение $V_r/c \ll 1$, поэтому множитель

$$\left(1 + \frac{V_r}{c}\right)^2 \approx 1 + \frac{2V_r}{c}, \qquad (5.15)$$

тогда

$$f_{пр} = f_{изл}\left(1 + \frac{2V_r}{c}\right). \qquad (5.16)$$

Сигналы, принятые от цели, после усиления поступают в смесители, куда подается и сигнал частоты $f_{изл}$. На выходе смесителя может быть выделена частота

$$F_д = f_{пр} - f_{изл} = \frac{2V_r}{\lambda}, \qquad (5.17)$$

которая пропорциональна радиальной составляющей скорости цели и называется доплеровской. Измерив ее значение, можно определить величину радиальной составляющей скорости цели

$$V_r = \frac{1}{2}\lambda F_д. \qquad (5.18)$$

В состав радиолокационного устройства измерения скорости цели входят передатчик, приемник, передающая и приемная антенны, смеситель, усилитель сигналов доплеровских частот, фильтры.

5.2. Аппаратура радиотракта радиолокационных визиров

В состав аппаратуры радиотракта радиолокационного визира входят передающее, антенно-фидерное и приемное устройства. Эти устройства вырабатывают высокочастотные зондирующие сигналы, излучают их в пространство и принимают отраженные от цели (ракеты) сигналы, преобразуют их в сигналы низкой частоты. В дальнейшем они поступают на индикаторы и устройство измерения координат и скорости движения цели (ракеты).

РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СИГНАЛЫ. Структура и особенности построения аппаратуры радиотракта определяются формой зондирующего сигнала. При выборе вида радиолокационного сигнала руководствуются соображениями получения требуемых дальности обнаружения и сопровождения целей (ракет), разрешающих способностей, возможностей измерения заданного числа параметров движения объектов, значений точностных и вероятностных характеристик.

Дальность обнаружения и сопровождения целей зависит от мощности зондирующих сигналов, которая определяется типом используемого в передатчике генератора высокочастотных колебаний, режимами его работы и конструктивными особенностями антенно-фидерной системы.

При высоких требованиях к величине мощности и стабильности частоты предпочтительными являются **непрерывные** монохроматические зондирующие сигналы типа

$$u_{вч} = U_0 \sin(\omega_0 t + \varphi). \qquad (5.19)$$

В этом случае большая дальность действия достигается при незначительных мощностях излучения, что упрощает конструкцию передатчика и канализацию высокочастотной энергии от передатчика к антенне.

Непрерывный монохроматический сигнал позволяет определить направление на цель (ракету) по любому из ранее рассмотренных методов, а также радиальную составляющую скорости цели. Однако он не обеспечивает измерения дальности цели и тем более разрешения целей по дальности.

Импульсный сигнал вида

$$u_{вч} = U_0 \sin(\omega_0 t + \varphi) \text{ при } 0 \leqslant t \leqslant \tau_и; \qquad (5.20)$$
$$u_{вч} = 0 \text{ при } 0 > t > \tau_и$$

имеет ряд особенностей.

Получение больших дальностей действия визиров при импульсном зондирующем сигнале приводит к большим потребным импульсным мощностям излучения, что не всегда технически достижимо.

Положительными свойствами импульсных радиолокационных сигналов являются **возможности измерения угловых ко-**

ординат сопровождаемых объектов, измерения дальности, разрешения целей по дальности и направлению, достаточная точность измерения координат. К числу недостатков относят трудности измерения скоростей целей и разрешения по скорости.

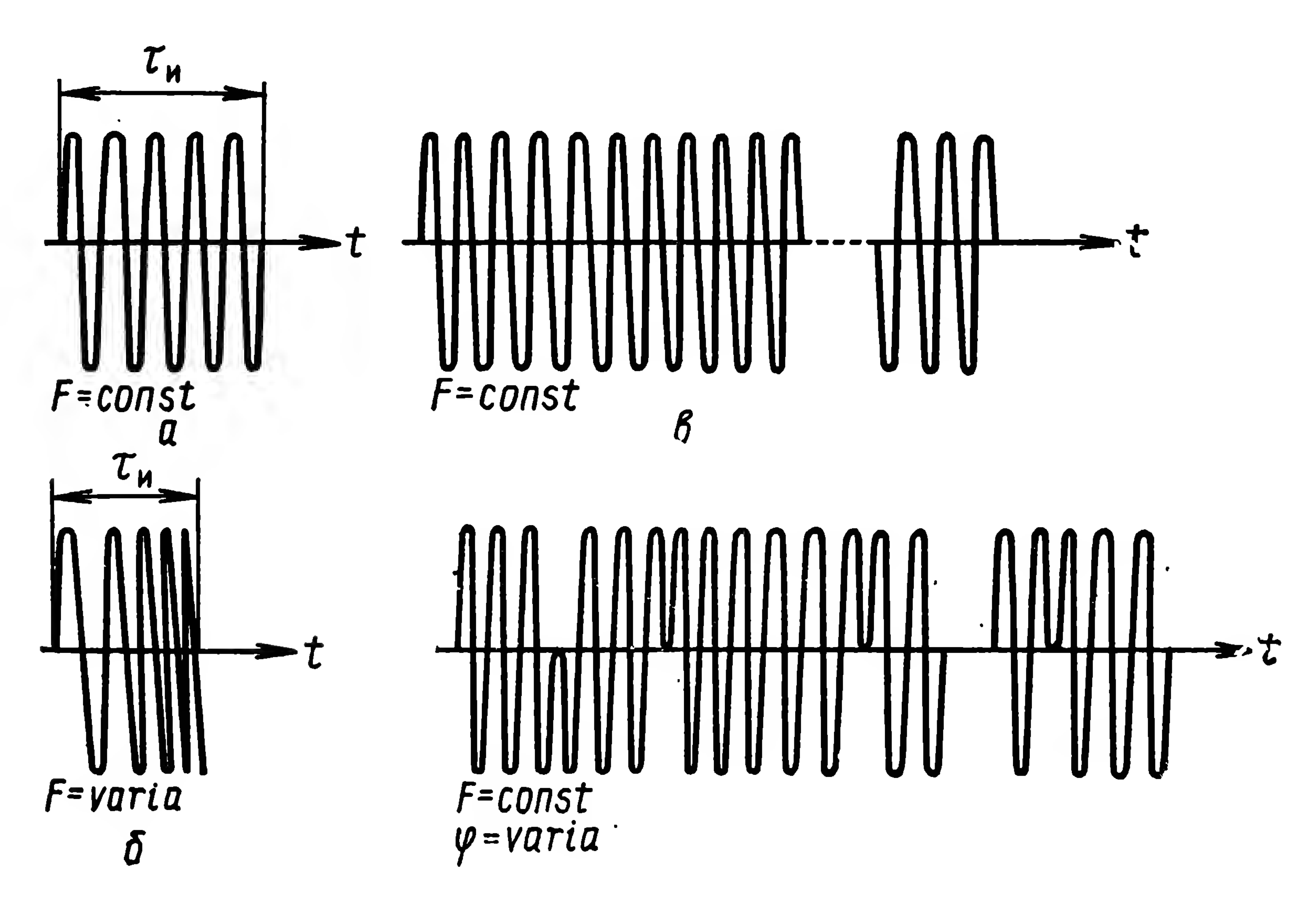


Рис. 5.8. Радиолокационные сигналы:

а — импульсный; *б* — импульсный линейно-частотно-модулированный; *в* — монохроматический непрерывный; *г* — фазокодоманипулированный непрерывный

Из сказанного напрашивается вывод об использовании радиолокационного сигнала, который обладал бы положительными свойствами того и другого. Таким сигналом может быть **непрерывный, промодулированный** по какому-либо параметру. Формы радиолокационных сигналов показаны на рис. 5.8.

Теория статистических методов анализа и синтеза устройств обработки радиолокационных сигналов дает возможность научного подхода к выбору формы и параметров зондирующих сигналов. В основе этой теории лежит анализ структур излученного и принятого сигналов. Степень их сходства во времени оценивается автокорреляционной функцией

$$\rho(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} u(t)\, u(t-\tau)\, dt, \qquad (5.21)$$

где τ — разность между истинным и ожидаемым временем задержки радиолокационного сигнала. При этом считается, что разность частот излученного и принятого сигналов равна нулю.

Автокорреляционная функция является временно́й характеристикой, позволяющей выявить наличие сигнала в шумах. Для этого, как видно из выражения (5.21), производится умножение одного сигнала на другой и интегрирование полученного произведения. Если между ними сходство отсутствует, то их произведение равно нулю; при наличии сходства произведение равно некоторой величине.

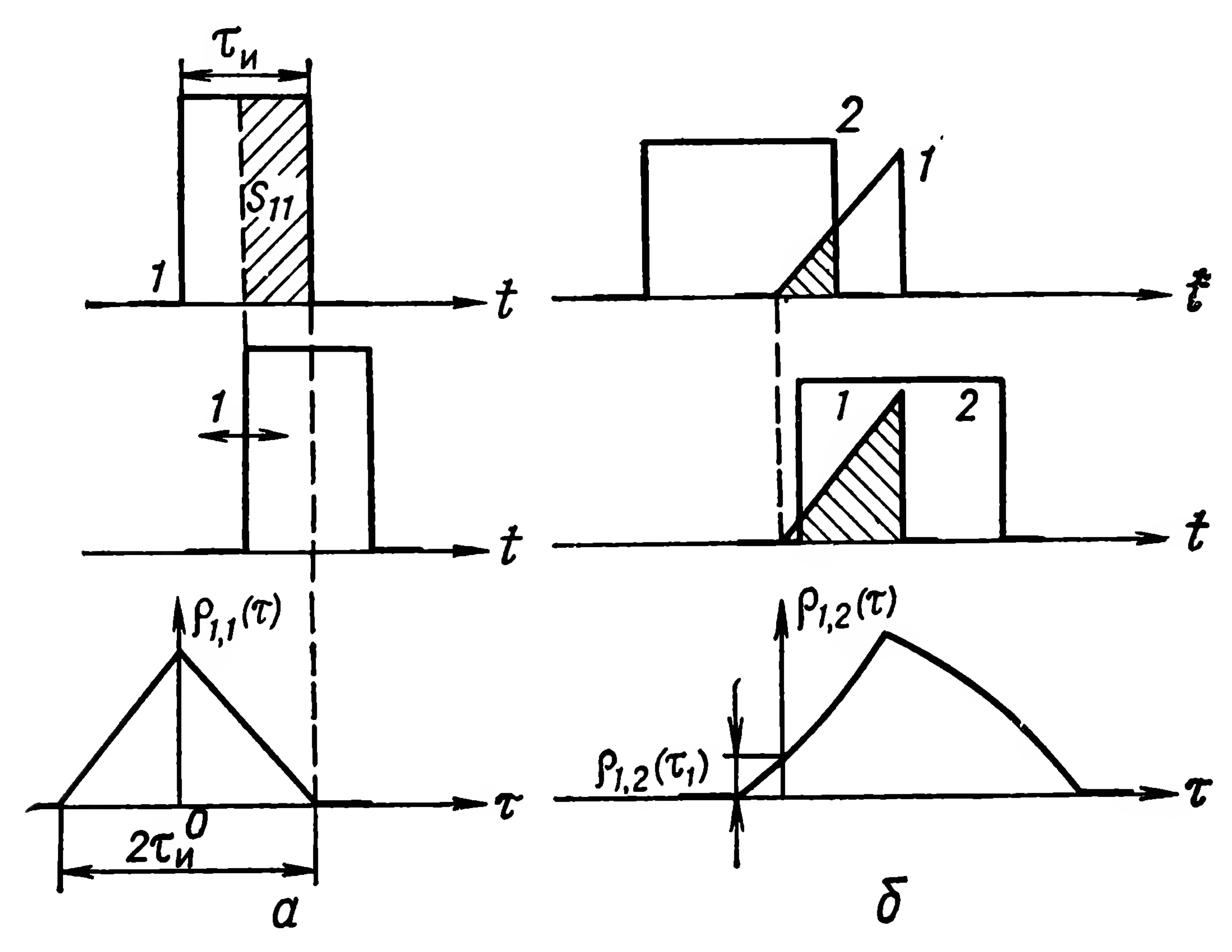


Рис. 5.9. Сигналы и их корреляционные функции:
а — однородной структуры; *б* — разной структуры

При таком сравнении величина автокорреляционной функции будет изменяться с изменением временно́го сдвига между сигналами, а ее максимальное значение будет при $\tau=0$, т. е. равно энергии сигнала:

$$\rho(0)=\int_{-\infty}^{\infty} u^2(t)\,dt=E. \qquad (5.22)$$

Если сравниваемые сигналы имеют конечную длительность $\tau_и$, то автокорреляционная функция становится равной нулю при $\tau \geqslant \tau_и$.

Рассмотрим автокорреляционную функцию прямоугольного импульса (рис. 5.9, *а*). С изменением временно́го рассогласования между импульсами автокорреляционная функция изменяется по линейному закону, при этом сдвиг вправо и влево одного из сигналов относительно другого не сказывается на форме автокорреляционной функции. Основание графика автокорреляционной функции равно $2\tau_и$. Функция является четной относительно τ.

При сравнении двух сигналов разной структуры (формы) для выявления степени сходства пользуются взаимной корреляционной функцией $\rho_{1,2}(\tau)$.

На рис. 5.9, *б* показаны два сигнала: прямоугольный и треугольный. Длительность прямоугольного импульса равна $\tau_{пр}$, длительность треугольного — $\tau_{тр}$. За начало отсчета τ принята середина прямоугольного импульса. Поскольку корреляционная функция пропорциональна произведению сигналов u_1 и u_2, то она будет пропорциональна и площади перекрытия одного импульса другим. В случае когда $\tau=0$, $\rho_{1,2}(\tau)=\rho_{1,2}(0)$. С увеличением τ при перемещении прямоугольного импульса вправо $\rho_{1,2}(\tau)$ растет до момента времени, когда $\tau=t_1$, а затем начинает уменьшаться. Максимум взаимной корреляционной функции таких сигналов не совпадает с моментом времени $\tau=0$.

Получим выражение автокорреляционной функции радиочастотного сигнала. Пусть сигнал представляет собой импульс прямоугольной формы длительностью $\tau_и$ с частотой заполнения ω_0 (рис. 5.10).

При временно́м рассогласовании между сигналом *1* и его копией *1'* функция корреляции изменяется по закону

$$\rho^{вч}(\tau)=\int_{-\infty}^{\infty} u(t)\,u(t-\tau)\cos\omega_0 t\cos[\omega_0(t-\tau)]\,dt. \qquad (5.23)$$

При смещении одного сигнала относительно другого во времени будет нарушаться совпадение как по форме, так и по фазе.

Преобразовав подынтегральное выражение (5.23), получим

$$\rho^{вч}(\tau)=\frac{1}{2}\cos\omega_0\tau\int_{-\infty}^{\infty} u(t)\,u(t-\tau)\,dt+$$

$$+\frac{1}{2}\cos\omega_0 t\int_{-\infty}^{\infty} u(t)\,u(t-\tau)\cos 2\omega_0 t\,dt+$$

$$+\frac{1}{2}\sin\omega_0 t\int_{-\infty}^{\infty} u(t)\,u(t-\tau)\sin 2\omega_0 t\,dt. \qquad (5.24)$$

В выражении (5.24) под вторым и третьим интегралами имеем произведение медленно изменяющейся функции $u(t)$ (огибающей сигнала) и быстро изменяющегося множителя $\cos 2\omega_0 t$ или $\sin 2\omega_0 t$. Интегралы этих произведений близки к нулю, так как произведение функции $u(t)$ на площадь положительного полупериода быстро изменяющейся функции

равно произведению этой функции на площадь отрицательного периода, тогда

$$\rho(\tau) \approx \frac{1}{2} \cos \omega_0 \tau \int_{-\infty}^{\infty} u(t)\, u(t-\tau)\, dt. \qquad (5.25)$$

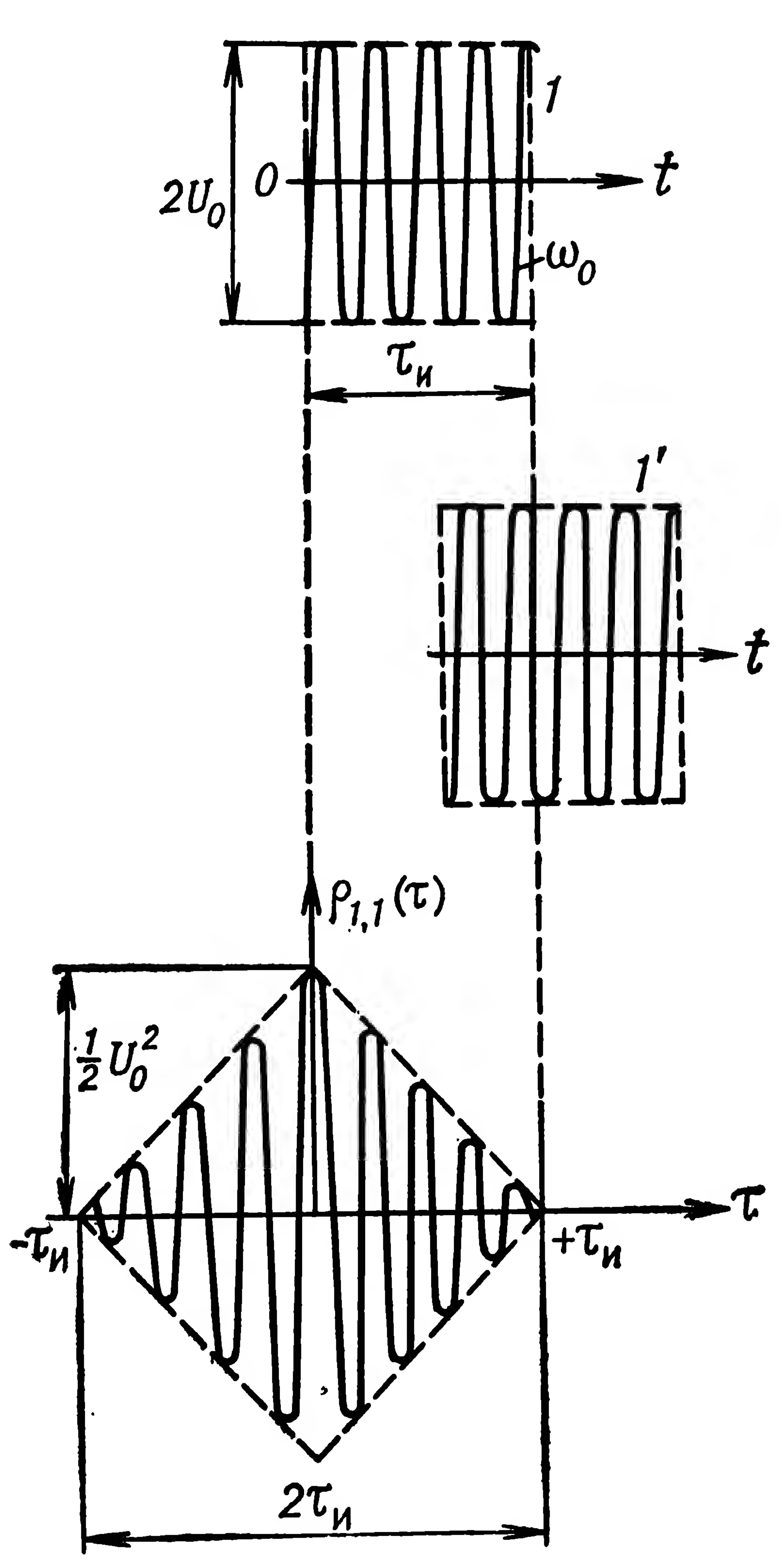


Рис. 5.10. Автокорреляционная функция радиоимпульса:
1 — радиоимпульс; 1' — копия

Интеграл этого выражения — автокорреляционная функция огибающей радиоимпульса $\rho_0(t)$, т. е.

$$\rho^{вч}(\tau) = \frac{1}{2} \rho_0(\tau) \cos \omega_0 t. \qquad (5.26)$$

Из выражения (5.26) следует, что автокорреляционная функция амплитудно-модулированного сигнала равна произведению корреляционных функций огибающей и высокочастотного заполнения. Максимальное значение автокорреляционной функции

$$\rho^{вч}(0) = \frac{1}{2} u^2(t). \qquad (5.27)$$

Корреляционный анализ используется при обнаружении сигналов в шумах и при измерении времени запаздывания отраженных сигналов.

Сигналы, отраженные от движущейся цели, не только запаздывают во времени, но и имеют доплеровское смещение частоты. При выявлении сходства таких сигналов пользуются автокорреляционной функцией двух аргументов — времени запаздывания τ и частоты $F = F_д - F_{до}$ ($F_д$, $F_{до}$ — истинное и ожидаемое доплеровское смещение частоты):

$$\rho(\tau, F) = \int_{-\infty}^{\infty} u(t)\, u(t-\tau) \exp[j2\pi F t]\, dt. \qquad (5.28)$$

Функцию $\rho(\tau, F)$ называют двухмерной корреляционной функцией модуляции или функцией неопределенности.

Чаще пользуются нормированной функцией автокорреляции, которая есть отношение ее текущего значения к максимальному, соответствующему значению $\tau=0$, $F=0$:

$$\rho_0(\tau, F) = \frac{\rho(\tau, F)}{\rho(0, 0)} = \frac{\left| \int_{-\infty}^{\infty} u(t)\, u(t-\tau) \exp[j2\pi F t]\, dt \right|}{\int_{-\infty}^{\infty} |u(t)|^2\, dt}. \qquad (5.29)$$

Использование автокорреляционных функций позволяет оценить возможности радиолокационного сигнала с точки зрения разрешения целей и точности измерения их параметров.

Двухмерную автокорреляционную функцию можно представить в виде объемной фигуры (рис. 5.11). По горизонтальным осям отсчитывается временно́е рассогласование между сигналами и частотами F. Так, если один сигнал представляет полную копию другого, при этом $\tau=0$ и $F=0$, нормированная автокорреляционная функция максимальна и равна 1. Отличие сигналов по времени или частоте приводит к уменьшению величины $\rho_0(\tau, F)$.

Конфигурация области высокой корреляции (рис. 5.11) позволяет судить об основных свойствах радиолокационного сигнала — о возможности разрешения по дальности и скорости, о точности измерения этих параметров. Площади сечения объемной фигуры $\rho_0(\tau, F)$ горизонтальными плоскостями называют диаграммами неопределенности.

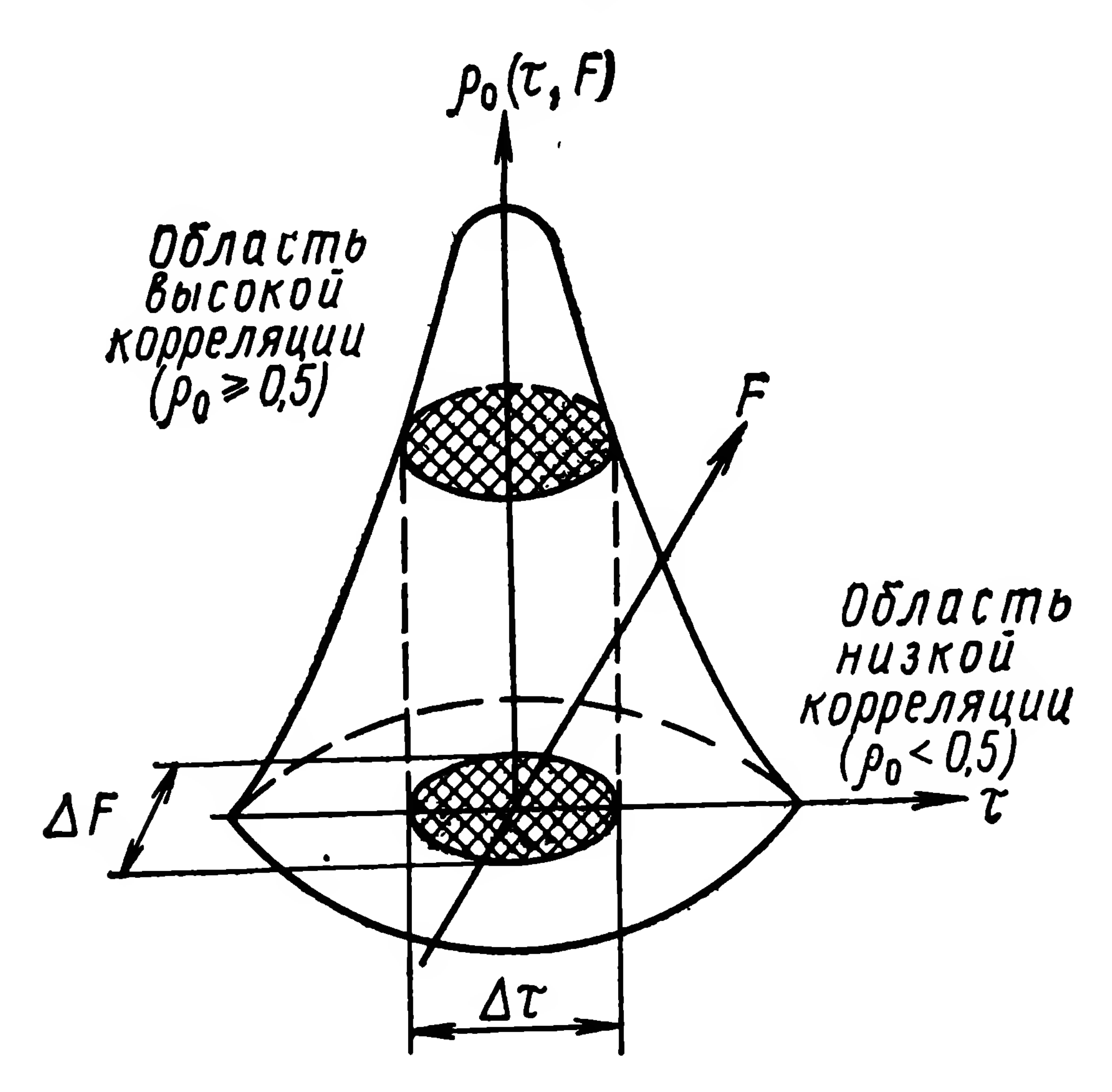


Рис. 5.11. Двухмерная автокорреляционная функция радиолокационного сигнала

Вид пространственной фигуры двухмерной корреляционной функции определяется формой радиолокационного сигнала: если сигнал имеет форму прямоугольного импульса, то образующая объемной фигуры будет прямой линией. При сравнении, например, треугольных импульсов образующая будет криволинейной, поэтому площадь сечения корреляционной функции на уровне $\rho_0(\tau, F) = 0,5$ для разных сигналов будет разной.

Считается, что два сигнала могут быть разрешены, если их параметры τ или F превышают значения, ограниченные площадью сечения $\rho_0(\tau, F)$ на уровне 0,5. Такие сигналы слабо коррелированы (связаны) по этим параметрам, поэтому высокую степень разрешения по дальности и скорости имеют те сигналы, площадь сечения автокорреляционной функции которых в области высокой корреляции имеет наименьшее значение. Для однозначного измерения дальности необходимо выбрать такой радиолокационный сигнал, автокорреляционная функция которого имела бы один максимум или основной максимум с малым уровнем дополнительных максимумов, при этом ширина частотного спектра сигнала должна

быть не менее $\Delta f_{сп} = 1/\tau_{и}$. К числу сигналов, имеющих такую ширину спектра, относятся импульсные, непрерывные с широкополосной частотной модуляцией, кодированные последовательности импульсов, шумоподобные сигналы.

Рассмотрим основные радиолокационные сигналы (табл. 5.1) и их характеристики [2].

Непрерывный монохроматический сигнал, имеющий спектр в виде одной гармонической составляющей, характеризуется функцией неопределенности, вытянутой вдоль оси τ и узкой в направлении оси F (график 1, табл. 5.1). Такой сигнал обеспечивает высокую степень разрешения целей по радиальным скоростям движения и не обеспечивает разрешения по дальности. Физически это объясняется возможностью накопления информации о частоте Доплера за большое число отраженных от цели высокочастотных колебаний. Отсутствие разрешения по дальности обусловлено невозможностью фиксации моментов излучения и приема сигналов. Монохроматический сигнал позволяет измерять радиальную составляющую скорости целей с высокой точностью.

Радиолокационный сигнал в виде импульса бесконечно малой длительности (дельта-импульс) имеет бесконечно широкий спектр. Его диаграмма неопределенности вытянута вдоль оси F (график 2), поэтому такой сигнал позволяет разрешать цели по дальности и не позволяет — по скорости. Последнее объясняется тем, что технически невозможно разделить спектры сигналов, так как они при любом разносе частот фильтров, предназначенных для разделения сигналов, будут перекрывать друг друга. В связи с этим подчеркиваем, что разрешение по скорости зависит в первую очередь от вида радиолокационного сигнала и во вторую — от ширины полосы пропускания фильтров. Разрешение по скорости будет оптимальным, если ширина фильтра соответствует ширине спектра сигнала.

Лучшими возможностями по обеспечению разрешения целей по дальности и скорости обладают шумоподобные сигналы (в том числе и непрерывные фазокодоманипулированные). Ширина их спектра ограничена величиной $\Delta\omega$. Корреляционная функция таких сигналов имеет узкий центральный пик и малый уровень боковых (дополнительных) лепестков, который зависит от закона изменения модулируемого параметра высокочастотного сигнала. Величина разрешения по дальности таких сигналов пропорциональна длительности дискрета $\tau_{д}$, по скорости — обратно пропорциональна длительности тактового интервала $T_{к}$, в течение которого излучается сигнал всей кодовой группы (график 3).

Одним из таких сигналов может служить шумоподобный фазокодоманипулированный сигнал, фаза которого изменяется через определенные интервалы по закону, близкому к случайному.

Таблица 5.1

Вид сигнала	Спектр сигнала	Диаграмма неопределенности	Основные соотношения
1 Монохроматический $U(t)$, 0, t	$G(\omega)$, ∞, 0, ω_0, ω	F, ΔF, 0, τ	$\Delta F=\rho(0)$ $(\Delta\tau)\to\infty$
2 Дельта-импульс $U(t)$, ∞, 0, t_0, t	$G(\omega)$, 0, ω	F, $\Delta\tau$, 0, τ	$(\Delta F)\to\infty$ $\Delta\tau=\rho(0)$
3 Шумоподобный $U(t)$, $\tau_д$, 0, $T_К$, t	$G(\omega)$, $\Delta\omega$, 0, ω	F, При $\rho(\tau_1,F)\geq0{,}5$, ΔF, 0, τ, $\Delta\tau$	$\Delta F=\frac{1}{T_К}$ $\Delta\tau=T_К$
4 Колоколообразный $U(t)$, A_0, 0, $\tau_и$, t	$G(\omega)$, 0, ω	F, 0, τ, ΔF, $\Delta\tau$	$\Delta F=\frac{4}{\tau_и}$ $\Delta\tau=2\tau_и$
5 Колоколообразный с частотной модуляцией $U(t)$, f, t, 0, f_{min}, f_{max}	$G(\omega)$, 0, t	F, α, ΔF, 0, τ, $\Delta\tau$	$\Delta F=2\Delta F_д$ $\Delta\tau=2\tau_и$ $tg\alpha=\frac{\Delta F}{\Delta\tau}$
6 Последовательность импульсов $U(t)$, $T_{пач}$, $\tau_и$, 0, $T_п$, t	$G(\omega)$, $\frac{1}{T_п}$, 0, ω_0, ω, $\frac{2}{\tau_и}$	F, $\frac{1{,}6}{\tau_п}$, $\frac{0{,}8}{\tau_п}$, $F_п$, 0, τ, $T_{пач}$	$\Delta\tau=2NT_п$

В общем виде манипуляция фазы должна производиться в соответствии с некоторой последовательностью цифр. В качестве таковой может быть принята двоичная последовательность (цифры $q=0$, 1), троичная (цифры $q=0$, 1, 2), p-ричная (цифры $q=0, 1, 2, \ldots, p-1$).

Для примера рассмотрим цифровую последовательность $p=2$ ($q=0$, 1). В этом случае цифра 0 пусть соответствует сдвигу фазы 0, а цифра 1 — сдвигу фазы π.

Если цифры 0 и 1 имеют определенный закон (код) чередования, то в соответствии с ним будет чередоваться и смена фаз непрерывного радиолокационного зондирующего сигнала.

Цифровая последовательность называется рекуррентной, если по любым заданным m последовательным элементам можно найти последующий $(m+1)$ элемент с помощью одного принятого правила.

Максимальная длина неповторяющейся последовательности цифр может быть определена как

$$N_к = p^m - 1, \tag{5.30}$$

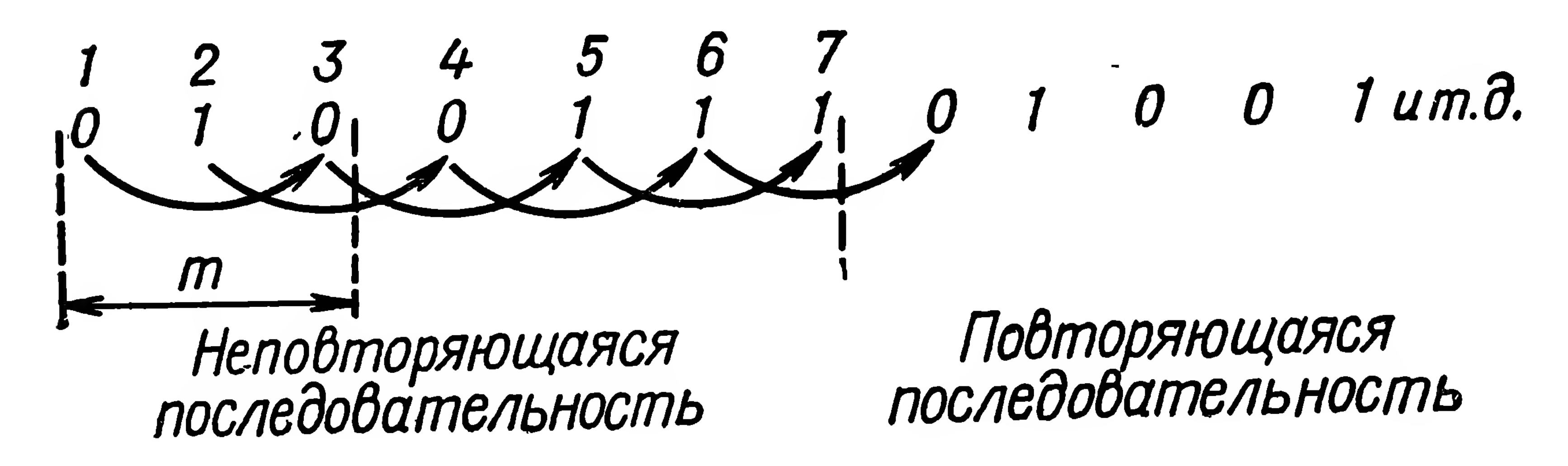
где m — заданные последовательные элементы.

Если принять $p=2$, $m=2$, 3, 4, 5 и т. д., то $N_к=3$, 7, 15, 31 и т. д. При $p=2$ и $m=3$ число элементов неповторяющейся последовательности равно 7. Так, если в качестве закона получения кода принять

$$a_n = a_{n-1} + a_{n-m}, \tag{5.31}$$

то при m вида 010 получим неповторяющуюся последовательность вида 010.1100.

Используя формулу (5.35) и модульное сложение вида $0+1=1$; $1+1=0$, $0+0=0$, $1+0=1$, получим



Для улучшения степени разрешения целей $D_ц$ и $V_ц$ при импульсных сигналах используют метод внутриимпульсной частотной модуляции по линейному закону (график 5). Функция неопределенности этого сигнала представляется эллипсом, имеющим некоторый наклон главной оси относительно оси τ. Величина угла наклона α зависит от длительности импульса и девиации частоты.

Последовательность высокочастотных прямоугольных импульсов, показанная на графике 6, характеризуется спектром с несколькими максимумами. Ширина спектра обратно пропорциональна длительности импульса, частотные интервалы между соседними гармониками обратно пропорциональны периоду повторения импульсов $T_п$. Диаграмма неопределенности имеет несколько максимумов, что может привести к неоднозначности измерения дальности и скорости целей.

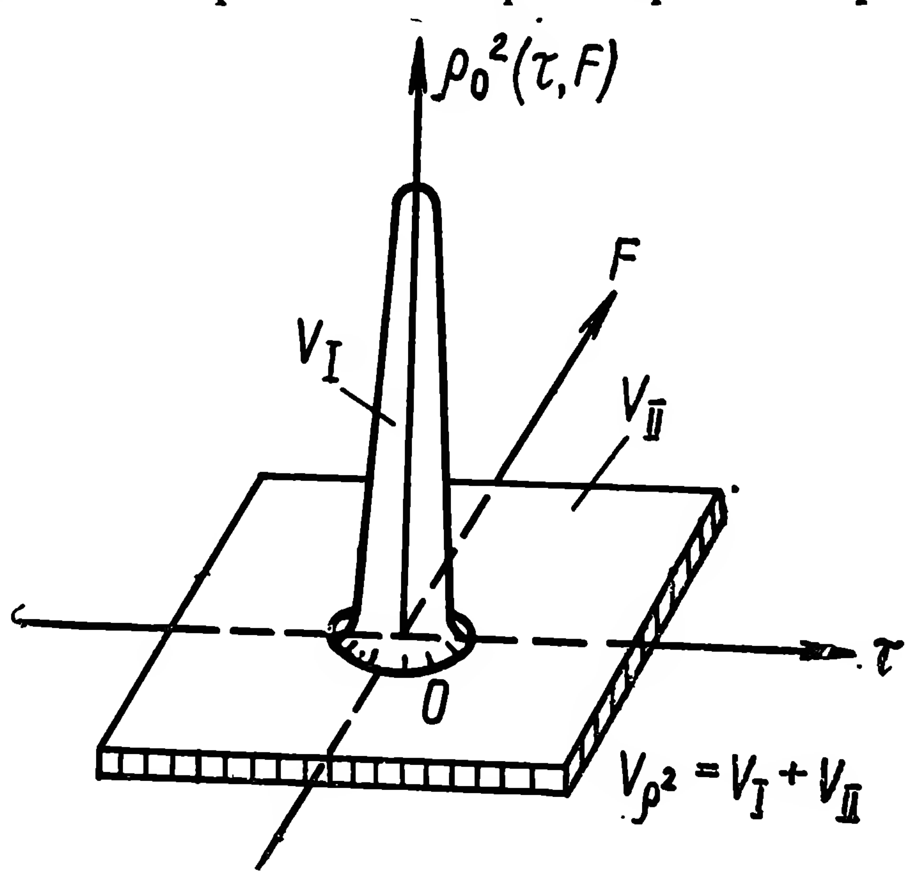


Рис. 5.12. Тело неопределенности шумоподобного сигнала

В теории исследования радиолокационных сигналов наряду с автокорреляционными функциями пользуются функцией вида $\rho_0^2(\tau, F)$, которая обладает весьма важным свойством: независимо от вида радиолокационного сигнала объем тела V_{ρ^2}, ограниченный поверхностью пространственной фигуры, изображающей эту функцию, и плоскостью аргументов **τ** и ***F***, всегда равен 1, т. е.

$$V_{\rho^2} = \int\int_{-\infty}^{\infty} |\rho_0(\tau, F)|^2 d\tau dF = 1. \tag{5.32}$$

Из выражения (5.32) следует, что для различных видов радиолокационных сигналов изменяются значения $\Delta\tau$ и ΔF, тогда как объем тела, называемого телом неопределенности, остается постоянным и равным 1; при этом форма тела несколько деформируется.

Стремление использовать радиолокационный сигнал, обеспечивающий, например, высокие степени разрешения и точность измерения дальности, приводит к ухудшению возможности разрешения и точности измерения скорости, и наоборот. Если радиолокационный сигнал обеспечивает высокие данные по разрешению целей по скорости, то он не позволяет достаточно точно измерять дальность и имеет плохие возможности разрешения по дальности. Это свойство радиолокационных сигналов принято называть неопределенностью в радиолокации. Наилучшими свойствами обладают радиолокационные шумоподобные сигналы, имеющие тело неопределенности вида (рис. 5.12). К числу таких сигналов принадлежит **фазокодоманипулированный сигнал**, фаза которого через некоторые интервалы времени изменяется на π. Закон

изменения фазы во времени должен быть близок к случайному. Чем полнее выполняется это условие, тем меньший уровень дополнительных максимумов имеет автокорреляционная функция, тем меньше объем V_I основного пика. Это свидетельствует о возможности получения высокой степени разрешения целей по дальности и скорости, хорошую точность их измерения.

Принципиально возможна модуляция несущей частоты шумами. При этом максимум автокорреляционной функции будет соответствовать точному временно́му совпадению принятого и ожидаемого сигналов. Так как длительность шумовых всплесков $\tau_ш$ находится в пределах 10^{-13} с, то совмещение сигналов сопряжено практически с получением идеальной точности. При этом цели будут разрешены по дальности при интервалах между ними, измеряемых долями миллиметра.

Знание свойств радиолокационных сигналов позволяет не только выбирать более рациональные из них, но и определять возможные методы обработки, при которых полнота использования их энергии максимальна. Это приводит к значительному выигрышу отношения сигнал/шум.

ПЕРЕДАЮЩИЕ УСТРОЙСТВА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ВИЗИРОВ. В общем понимании принципы работы и построения передающих устройств различных типов аналогичны. Однако имеются отличия, обусловленные видом радиолокационных сигналов.

Передающие устройства импульсного типа. Процесс формирования зондирующих импульсов можно представить двумя основными этапами — формированием модулирующих импульсов, длительность и амплитуда которых должны иметь определенные значения, и формированием высокочастотных импульсов, поэтому в составе передающего устройства должны быть два функционально необходимых элемента — модулятор и высокочастотный генератор. Кроме того, необходимы элементы, обеспечивающие заданные режимы всей аппаратуры передатчика (источники питания, цепи управления, блокировки и сигнализации и др.).

Рассмотрим принцип работы передающего устройства (рис. 5.13 и 5.14). Для формирования зондирующего импульса на вход передающего устройства подаются остроконечные синхронизирующие импульсы, вырабатываемые синхронизатором с частотой следования

$$F_с = F_п \leqslant \frac{c}{2D_{ц\,max}}. \tag{5.33}$$

Одновременно с этим синхронизирующие импульсы подаются на устройства измерения координаты дальности и индикаторы, где они используются в качестве импульсов нулевой дальности.

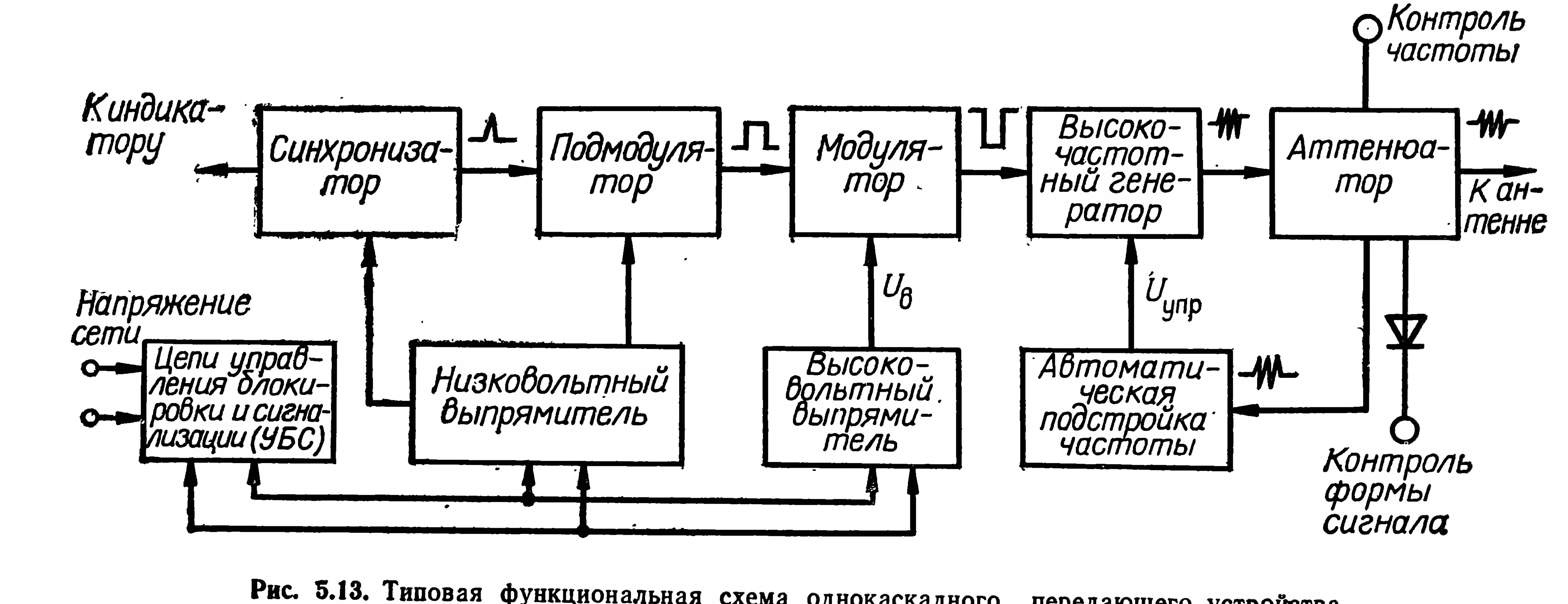


Рис. 5.13. Типовая функциональная схема однокаскадного передающего устройства

С поступлением синхронизирующего импульса в модуляторе формируется модулирующий импульс *б*, *в* (рис. 5.14). В передатчиках большой мощности предварительно формируется

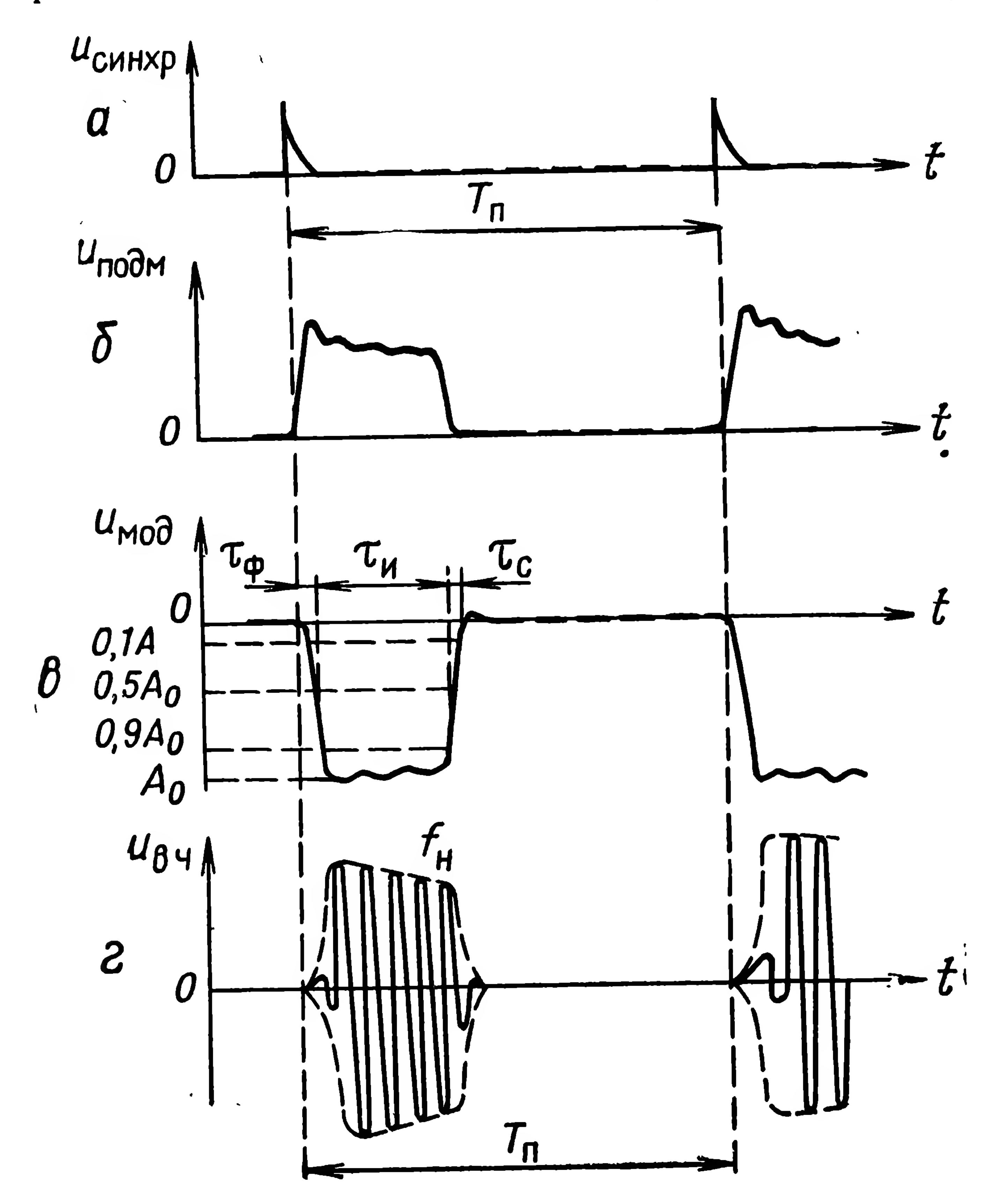


Рис. 5.14. Диаграммы напряжений в элементах схемы передатчика при формировании зондирующего импульса:

а — синхронизирующие импульсы; *б* — импульсы подмодулятора; *в* — импульсы модулятора; *г* — зондирующий радиоимпульс

руется импульс по длительности, затем по амплитуде, поэтому в составе передатчика имеются подмодулятор и модулятор.

С выхода модулятора модулирующий импульс требуемой формы, амплитуды и полярности подается на высокочастотный генератор, в качестве генераторов используются магнетроны, амплитроны, клистроны, триодные генераторы и др.

С поступлением модулирующего импульса высокочастотный генератор переходит в режим генерирования, в результате чего формируется высокочастотный зондирующий импульс *г*. Через элементы развязки генератора с элементами

антенно-фидерного тракта (например, через направленный аттенюатор) высокочастотный импульс поступает в антенну и излучается в пространство.

В большинстве передатчиков импульсного типа для стабилизации частоты излучаемых колебаний используется автоматическая подстройка частоты высокочастотного генера-

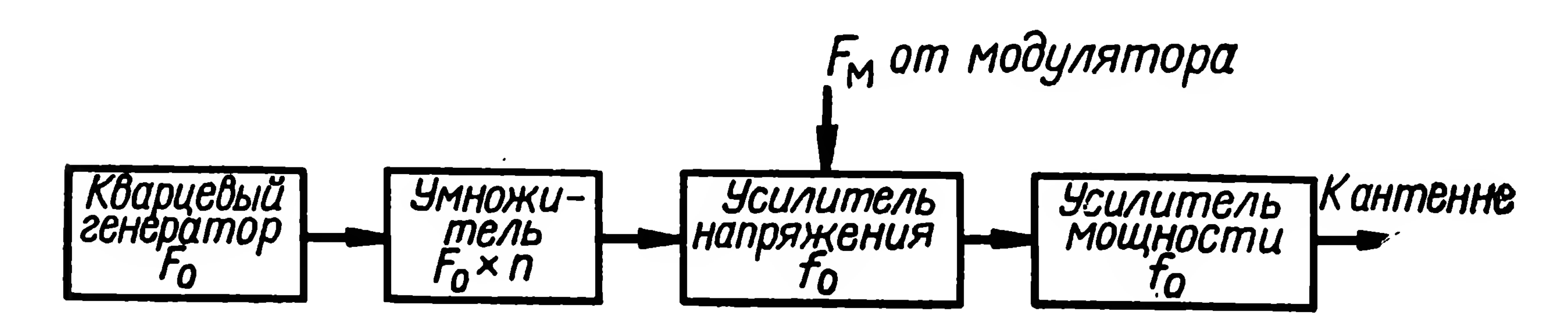


Рис. 5.15. Схема передающего устройства, формирующего непрерывный радиосигнал (вариант)

тора — АПЧ. Поступающие на ее вход высокочастотные импульсы служат для выявления величины и знака отклонения частоты передатчика от номинального значения. В результате вырабатывается управляющее напряжение, которое, воздействуя на органы изменения параметров колебательной системы высокочастотного генератора, возвращает частоту к номинальному значению.

Таким образом, с поступлением каждого синхронизирующего импульса передатчик вырабатывает высокочастотный зондирующий импульс, излучаемый в пространство.

На приведенных диаграммах показаны параметры зондирующего импульса: длительность $\tau_и$, измеряемая на уровне $0{,}5A_0$, длительность нарастания $\tau_ф$ и спада $\tau_с$ — на уровне 0,1 и 0,9 от максимального значения. Естественно, что в схемах формирования происходят различного рода переходные процессы, поэтому форма импульсов не является идеально прямоугольной.

Передающие устройства, работающие в режиме непрерывного излучения и позволяющие получать монохроматические, частотно-модулированные и фазомодулированные колебания высокой частоты, имеют некоторую специфику схемного построения модуляторов и высокочастотных генераторов. В качестве последних в зарубежных системах применяются магнетроны, клистроны, амплитроны и другие приборы, обеспечивающие требуемые значения выходной мощности.

Передающие устройства с монохроматическим излучением используются в визирах, предназначенных для измерения направления на цель и ее скорости. Вариант схемы такого устройства показан на рис. 5.15. В его состав входят задающий генератор, стабилизированный кварцем, умножители, усилитель мощности, источники питания. Основным требованием, предъявляемым к подобного рода передатчикам, явля-

ется высокая стабильность частоты излучаемых колебаний, которая определяется заданным значением точности измерения доплеровского приращения частоты (заданной точностью измерения радиальной составляющей скорости цели).

В качестве умножителей используются нелинейные детекторы, из анодного тока которых может быть выделена n-гармоника. Эту же задачу можно решить с помощью клистронного умножителя.

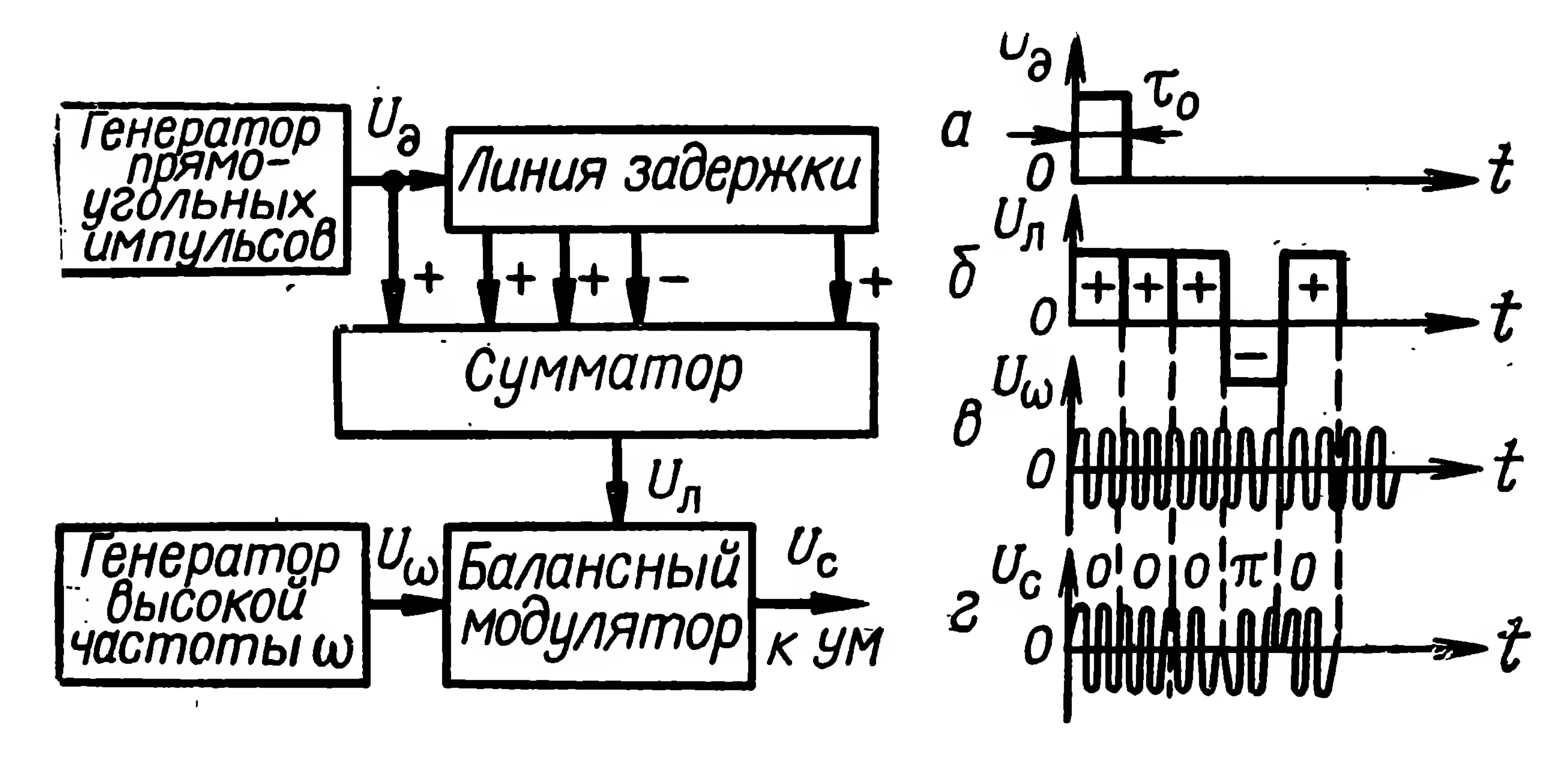


Рис. 5.16. Схема формирования и диаграммы напряжений фазокодоманипулированного сигнала

Подобная схема используется для получения высокочастотных фазокодоманипулированных сигналов (рис. 5.16). В такой схеме модулятор вырабатывает модулирующее напряжение, фаза которого в заданном интервале времени T_0 изменяется по определенному закону. Модулирующее напряжение требуемого вида может быть получено модулятором, в котором установлены генератор прямоугольных импульсов (ГИ), линия задержки, сумматор, балансный модулятор (БМ) и генератор высокой (или модулируемой) частоты (ГВЧ).

Генератор импульсов формирует прямоугольные импульсы напряжения, длительность которых равна заданной длительности дискрета (рис. 5.16, *а*), а период следования определяется периодом тактов T_0. Прямоугольный импульс в начале очередного такта поступает на линию задержки, которая содержит $N_к$—2 отводов ($N_к$ — число дискретов в тактовом интервале). Выводы линии задержки подключены непосредственно к сумматору или через инверторы, изменяющие полярность прямоугольных импульсов в соответствии с принятым кодом. В приведенной схеме код имеет последовательность 000π0, что соответствует сохранению фазы колебаний при 0 и изменению ее на 180° при π. Инвертор, изменяющий полярность импульса, включен в третий вывод линии задержки.

За время тактового интервала, состоящего из пяти дискретов, на выходе сумматора будет получено пять импульсов, имеющих чередование полярности $+++-+$ (диаграмма *б*).

После сумматора импульсы кода подаются на балансный модулятор, куда одновременно с этим поступают высокочастотные колебания от ГВЧ. При воздействии на балансный модулятор импульсов положительной полярности фаза высокочастотных колебаний не изменяется, при отрицательных импульсах она скачкообразно изменяется на 180°.

Таким образом, на выходе балансного модулятора будут иметь место фазокодоманипулированные колебания, закон изменения фазы которых соответствует заданному.

В зарубежных системах используются коды большой протяженности (например, код Баркера, М-последовательности), содержащие большое число дискретов в тактовом интервале.

Фазокодоманипулированные высокочастотные колебания от балансного модулятора поступают на входной контур усилителя мощности, в качестве которого используется пролетный клистрон. Воздействие фазокодоманипулированного сигнала на электронный поток приводит к возникновению в выходном резонаторе мощных колебаний того же вида.

АНТЕННО-ФИДЕРНЫЕ УСТРОЙСТВА радиотехнических визиров обеспечивают излучение и прием радиолокационных сигналов. Они включают **антенны** и **фидерные линии**, предназначенные для канализации электромагнитной энергии от передающих устройств в антенны и принятых сигналов от антенн к приемным устройствам.

В зависимости от диапазона рабочих волн, величины передаваемой мощности и ряда других факторов **фидерные линии** могут иметь различную конструкцию. Однако все они должны удовлетворять основным требованиям: иметь требуемую широкополосность, малые потери, обеспечивать передачу требуемых уровней мощности, быть простыми по устройству и эксплуатации. Эти требования не всегда удовлетворяются в полной мере, поэтому на практике существует большое число различных конструктивных решений. Все фидерные линии можно разделить на две группы: открытые и закрытые.

К открытым линиям относятся двухпроводные линии, линии поверхностной волны, полосковые линии, к закрытым — коаксиальные кабели, волноводы.

Антенны формируют требуемую диаграмму направленности и осуществляют развертку луча по заданному закону. Первая задача решается посредством рефлекторов, линз и других излучателей, вторая — применением механических и электрических устройств, в том числе и антенных решеток.

По конструкции и принципам формирования лучей антенны делятся на вибраторные, рефлекторные, линзовые, рупорные, щелевые, спиральные и диэлектрические.

Вибраторные антенны чаще применяются в метровом и дециметровом диапазонах, все остальные преимущественно в диапазоне сантиметровых и субмиллиметровых

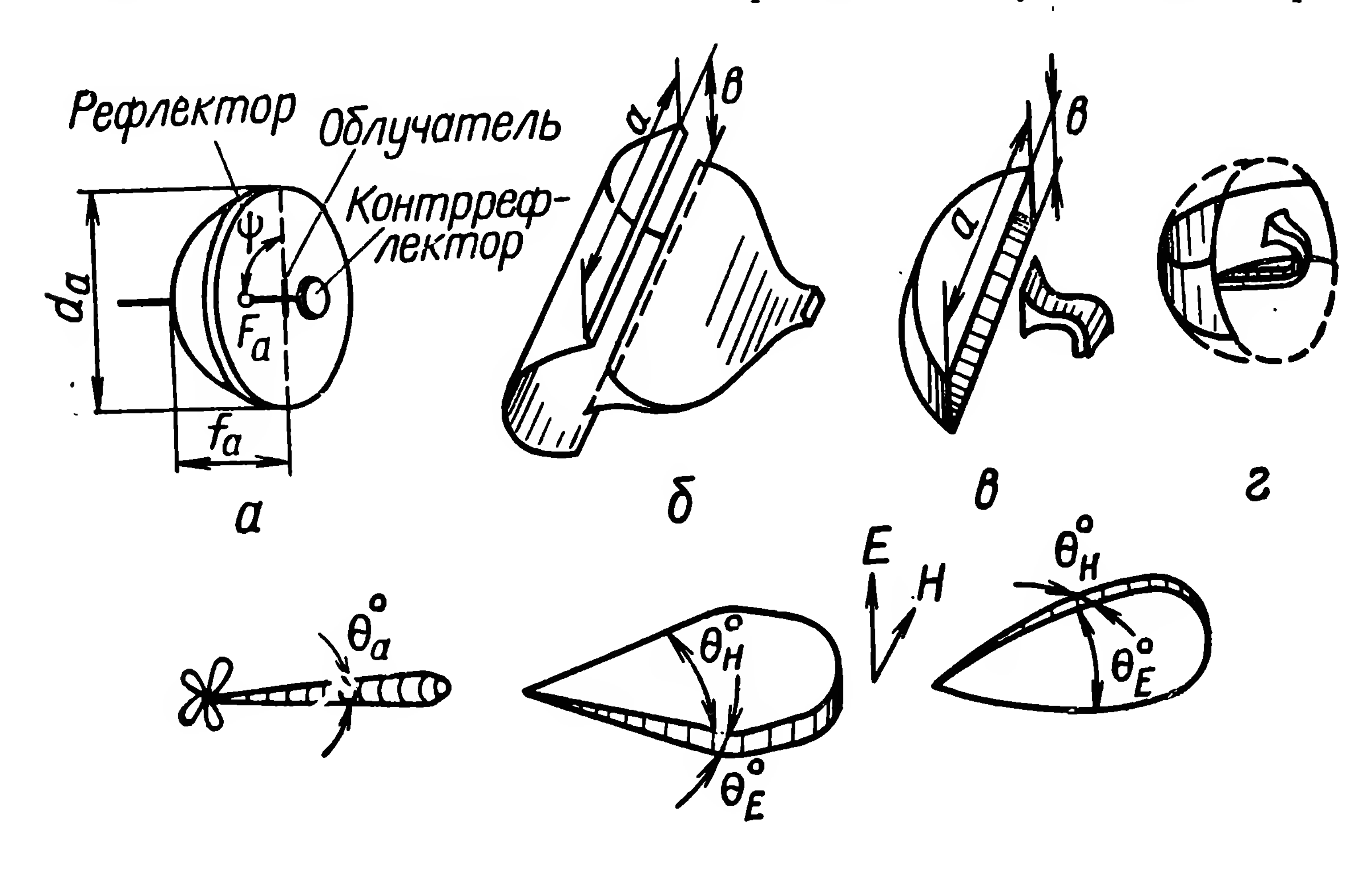


Рис. 5.17. Рефлекторные антенны и формы их лучей:
а — параболоид вращения; *б* — параболический цилиндр; *в* — секторная; *г* — вырезка из параболоида вращения

волн. Однако в некоторых случаях в дециметровом диапазоне могут быть использованы и рефлекторные антенны, особенно в его коротковолновой части. Выбор того или другого вида антенны определяется формой диаграммы направленности.

В большинстве антенн имеются два основных элемента: облучатель (излучающий элемент) и рефлектор (отражатель). Вместе с тем применяются антенны, не имеющие рефлектора.

Рефлекторными (зеркальными) называют антенны, в которых направление излучения первичного излучателя изменяется рефлектором на обратное. В качестве рефлекторов применяются параболоиды, параболические и полупараболические цилиндры и др. (рис. 5.17). Первичными облучателями являются полуволновые вибраторы, рупорные или спиральные излучатели.

Параболоид представляет собой поверхность, описываемую параболой при ее вращении вокруг своей оси. Иногда эту фигуру называют параболоидом вращения (рис. 5.17, *а*). Параболический рефлектор характеризуется фокусным расстоянием f_a (кратчайшее расстояние от его поверхности до фокуса параболы F_a) и диаметром раскрыва d_a. Эти величи-

ны позволяют определить эффективную площадь антенны и ее коэффициент направленного действия.

Облучатель параболической антенны устанавливается в фокусе или в фокальной плоскости.

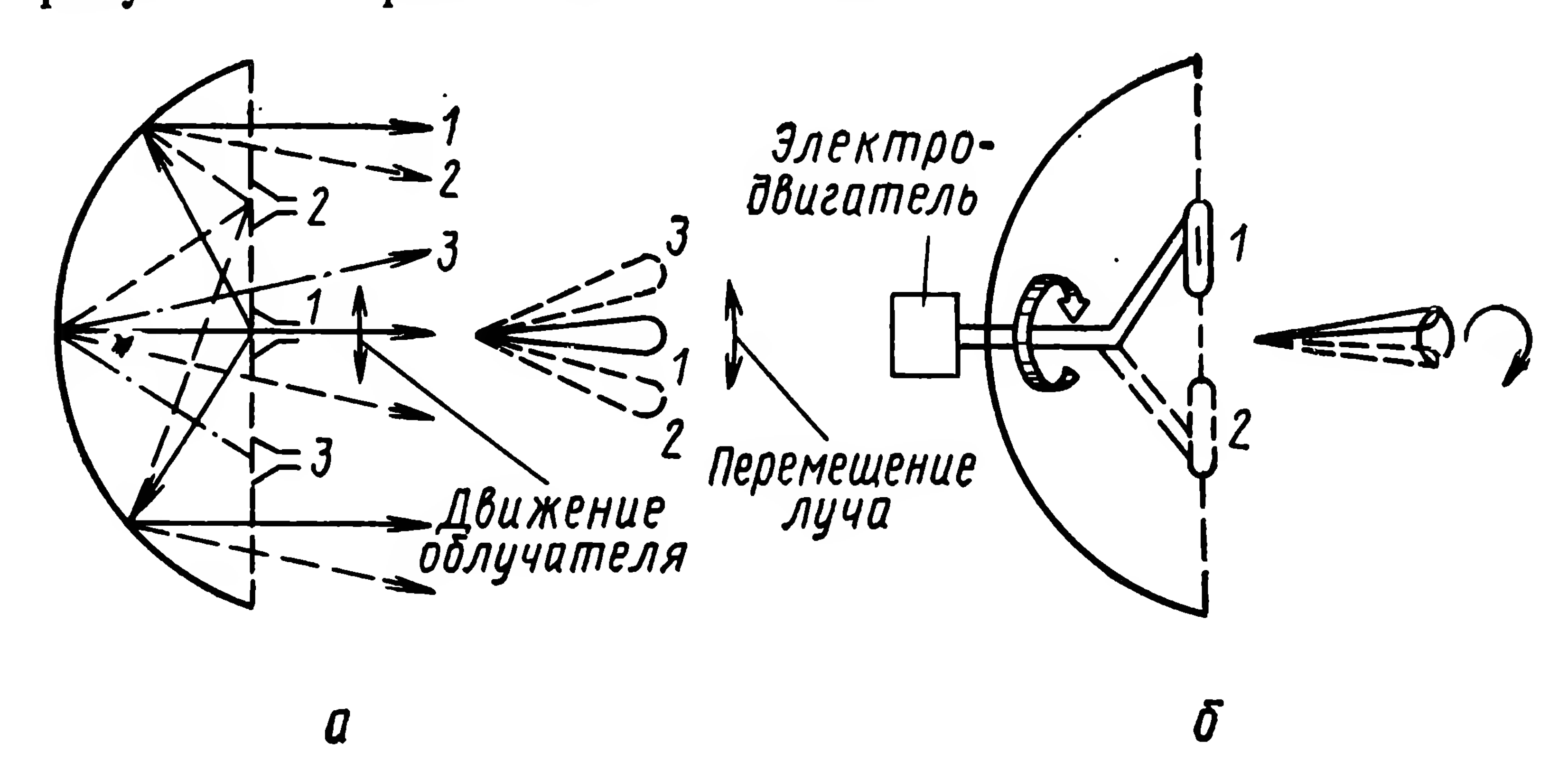


Рис. 5.18. Схемные варианты развертки луча:
а — линейной; *б* — конической

С помощью параболического рефлектора представляется возможным сформировать луч (диаграмму направленности) игольчатого вида. Ширина диаграммы направленности такой антенны зависит от отношения длины волны излучаемых колебаний к диаметру раскрыва параболоида

$$\Theta^\circ_a = \kappa \frac{\lambda}{d}, \qquad (5.34)$$

где κ — коэффициент, зависящий от величины угла раскрыва рефлектора ψ.

С увеличением угла раскрыва коэффициент κ растет. Обычно углы раскрыва близки к 70° (оптимальный угол $\psi = 70°$), при этом коэффициент κ принимают равным 65—70.

Сущность формирования луча игольчатого вида параболоидом аналогична формированию луча света прожектором и хорошо известна.

Параболические антенны сравнительно легко позволяют получить требуемую развертку луча — коническую, спиральную, строчную.

Для получения конической развертки используют вращающийся полуволновый вибратор, вынесенный из фокуса параболоида, но находящийся в фокальной плоскости (рис. 5.18, *б*). При вращении облучателя луч антенны также вращается относительно оси параболы, которая является электрической осью антенны и равносигнальным направлением. Луч, находящийся в данный момент в некотором положении, перекрывает предыдущее положение луча, что и создает равносиг-

нальную зону. Угол перекрытия лучей зависит от смещения облучателя относительно фокуса. С увеличением смещения величина перекрытия увеличивается.

При спиральной развертке облучатель совершает вращательное движение с переменным радиусом окружности, в результате чего направление максимума луча описывает в пространстве спираль. Такая развертка используется для обзора пространства.

Для получения строчной развертки луч должен совершать возвратно-поступательное движение в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Это обычно достигается изменением положения облучателя в фокальной плоскости в одном из направлений и перемещением антенны в другом (рис. 5.18, *а*).

Антенны с параболическим рефлектором имеют острую направленность. Их коэффициент направленного действия (КНД) определяется по формуле

$$G_{\text{пар}} = \frac{4\pi s_{\text{а эф}}}{\lambda^2}, \qquad (5.35)$$

где $s_{a\ \text{эф}} = K_a s_{a\ \text{геом}}$ (K_a — коэффициент использования раскрыва антенны).

Иногда пользуются приближенной формулой

$$G_{\text{пар}} = \frac{35 \cdot 10^3}{\Theta_a^E \Theta_a^H}, \qquad (5.36)$$

где Θ_a^E, Θ_a^H — ширина диаграммы направленности в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Значение КНД таких антенн при ширине диаграммы направленности менее 1° достигает нескольких десятков тысяч.

Рефлекторы, выполняемые в виде параболического цилиндра, применяют для формирования луча ножеобразного вида.

Облучателями параболического цилиндра могут быть полуволновые вибраторы, установленные на фокальной линии, или линейный рупорный излучатель. Диаграмма направленности параболического цилиндра зависит от его размеров и диаграммы направленности облучателя. Если, например, волна облучателя имеет вертикальную поляризацию, то диаграмма направленности в плоскости вектора электрического поля будет определяться по формуле

$$\Theta_a^E = (56 - 70)\,\lambda/b. \qquad (5.37)$$

В плоскости вектора магнитного поля диаграмма будет широкой. Для получения ее требуемой формы и ширины используют направленные свойства облучателя или другие средства. В частности, применяют металловоздушные линзы, устанавливаемые в тракте питания облучателя. В этом случае волна, падающая на поверхность рефлектора, будет ци-

линдрической (сферической в плоскости вектора электрического поля и плоской в плоскости вектора магнитного поля).

Принцип получения цилиндрической волны можно уяснить по рис. 5.19, на котором изображена металловоздушная линза, установленная перед облучателем. Она представляет собой конструкцию из двух металлических поверхностей, имею-

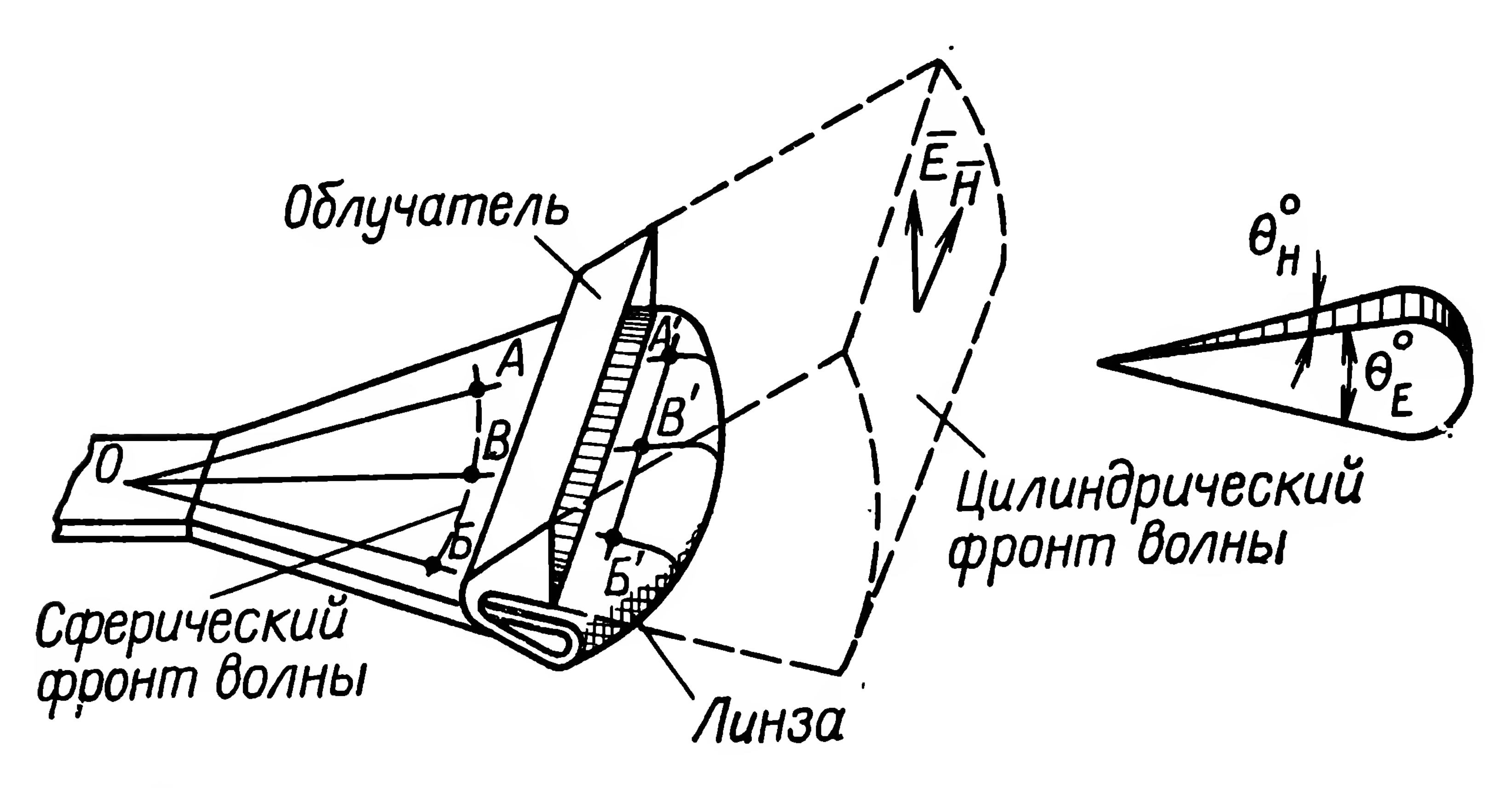


Рис. 5.19. Принцип формирования луча ножеобразной формы с помощью металловоздушной линзы и рефлектора

щих складку. Высота складки не одинакова по ее ширине. В средней части она наибольшая, к краям — меньшая. В результате волны, идущие по направлениям *ОАА'*, *ОББ'*, *ОВВ'*, имеют равные пути, что приводит к преобразованию сферической волны в плоскую в направлении вектора магнитного поля. В плоскости вектора $\bar{E}$ преобразования волны не происходит и ее фронт представляет собой дугу окружности. Таким образом, линза подобного рода формирует диаграмму направленности облучателя, а значит, и антенны в целом в плоскости вектора магнитного поля. Как уже говорилось, формирование диаграммы направленности в перпендикулярной ей плоскости, т. е. в плоскости вектора $\bar{E}$, осуществляется параболическим цилиндром.

В визирах находят применение отражатели, выполняемые в виде параболических сегментов или вырезок из параболоида вращения.

За рубежом применяются и многозеркальные антенны, имеющие два или три зеркала (двухзеркальные и трехзеркальные). Они обладают высокой остронаправленностью и обеспечивают значительные угловые перемещения луча при его малых искажениях, имеют сравнительно малые размеры, низкий уровень шумов фидерного тракта, более эффективное использование площади раскрыва.

Двухзеркальная антенна, как следует из названия, имеет два зеркала (рефлектора) и облучатель. Одно из

зеркал является основным, второе, малое, устанавливается на фокальной оси на некотором расстоянии от основного и может быть гиперболоидом вращения или иметь другую форму, что определяется формой поверхности основного зеркала и местом установки малого зеркала относительно фокуса большого.

При работе антенны в режиме излучения электромагнитная энергия передатчика поступает в облучатель, который облучает поверхность малого зеркала. Сферическая волна, отраженная от его поверхности, падает на поверхность большого зеркала, где преобразуется в плоскую волну. В результате спрямления фронта волны удается получить узкий иглообразный луч, ширина которого зависит от диаметра раскрыва d_1 большого зеркала. При этом ширина диаграммы направленности может быть определена по формуле

$$\Theta_a^\circ = 70\lambda/d_1. \qquad (5.38)$$

В антеннах подобной схемы фокусное расстояние выбирается равным $(0{,}35—0{,}5)d_1$.

По месту установки малого зеркала относительно фокуса большого зеркала различают предфокальные и зафокальные схемы. Такая классификация позаимствована из оптики, где подобного рода схемы установки зеркал находят широкое применение.

Трехзеркальные антенны имеют три зеркала, расположенные на фокальной оси антенны. Облучатель облучает первое малое зеркало, отраженная от него волна падает на второе малое зеркало и, отражаясь от него, падает на поверхность большого зеркала. После трехкратного отражения плоская волна уходит в пространство. Такие схемы находят применение в антеннах многоцелевого использования в различных диапазонах волн. Кроме того, в трехзеркальных антеннах сравнительно просто решается задача получения равномерного облучения основного зеркала, имеющего большие размеры.

Качание луча в многозеркальных антеннах осуществляется как перемещением облучателя в фокальной плоскости малого зеркала, так и наклоном малого зеркала относительно оси антенны. Последний вариант имеет сравнительно простую конструкцию и обеспечивает линейное перемещение луча в больших пределах при малых искажениях.

В некоторых антеннах для получения больших углов качания луча используются плоские малые зеркала, при этом угол поворота луча равен двойному углу поворота зеркала.

Линзовые антенны применяются в диапазонах сантиметровых и дециметровых волн для преобразования фронта волны из сферического в плоский, чем осуществляется формирование диаграммы направленности требуемого вида. Принцип действия таких антенн основан на изменении скоро-

сти распространения электромагнитных волн, падающих на линзу. Линзы, подобно оптическим, имеют некоторую кривизну, обращенную в сторону облучателя. Раскрыв линзы образуется плоскостью, перпендикулярной оси линзы, и может иметь форму прямоугольника или круга.

Облучатель линзы устанавливается в фокусе. В качестве облучателей чаще применяются рупорные излучатели.

Известно несколько конструкций линзовых антенн: металлопластинчатые, диэлектрические и с искусственным диэлектриком. Металлопластинчатые линзы имеют также ряд разновидностей, особенностью которых являются форма и расположение пластин.

Фазированные антенные решетки. Реализация требований, предъявляемых к скорости обзора пространства, к полноте получаемой о целях информации, к повышению точностных и вероятностных характеристик радиотехнических визиров и других радиолокационных устройств, привела к внедрению антенн с немеханическим качанием луча с большой остронаправленностью. К числу таких антенн относятся так называемые фазированные антенные решетки (ФАР) [26].

Фазированной антенной решеткой называют систему излучателей, в которой формирование и перемещение луча в пространстве осуществляются путем введения постоянных или переменных фазовых сдвигов между сигналами, излучаемыми или принимаемыми излучателями.

Кроме решения указанных выше задач ФАР обеспечивают различные способы обработки радиолокационных сигналов, самонастройку и направленное переизлучение, повышение излучаемой мощности посредством усилителей (генераторов), устанавливаемых в каналах отдельных излучателей.

Фазированная антенная решетка состоит из большого числа слабонаправленных излучателей, установленных в одной прямолинейной или криволинейной плоскости. В качестве излучателей могут применяться вибраторы, рупоры, спирали, щели и др. Возбуждение излучателей осуществляется параллельно или последовательно.

Плоские решетки выполняются в виде квадрата или прямоугольника, в узлах периодической структуры которых установлены излучатели, возбуждаемые одним общим или автономными возбудителями. Излучающие элементы создают волны, в результате интерференции которых формируется характеристика излучения. Число излучающих элементов может достигать десятков тысяч единиц.

Известно, что для получения узкой диаграммы направленности необходимо преобразовать сферический фронт волны в плоский. Для этого производят изменение фазовых соотношений волн, распространяющихся в различных направ-

лениях от облучателя. В одних случаях это осуществляется изменением длины путей, проходимых волнами (в зеркальных и некоторых типах линзовых антенн), в других — за счет изменения скоростей распространения волн (в линзовых и диэлектрических антеннах). В результате тот и другой способ приводит к положительному или отрицательному набегу фаз волн.

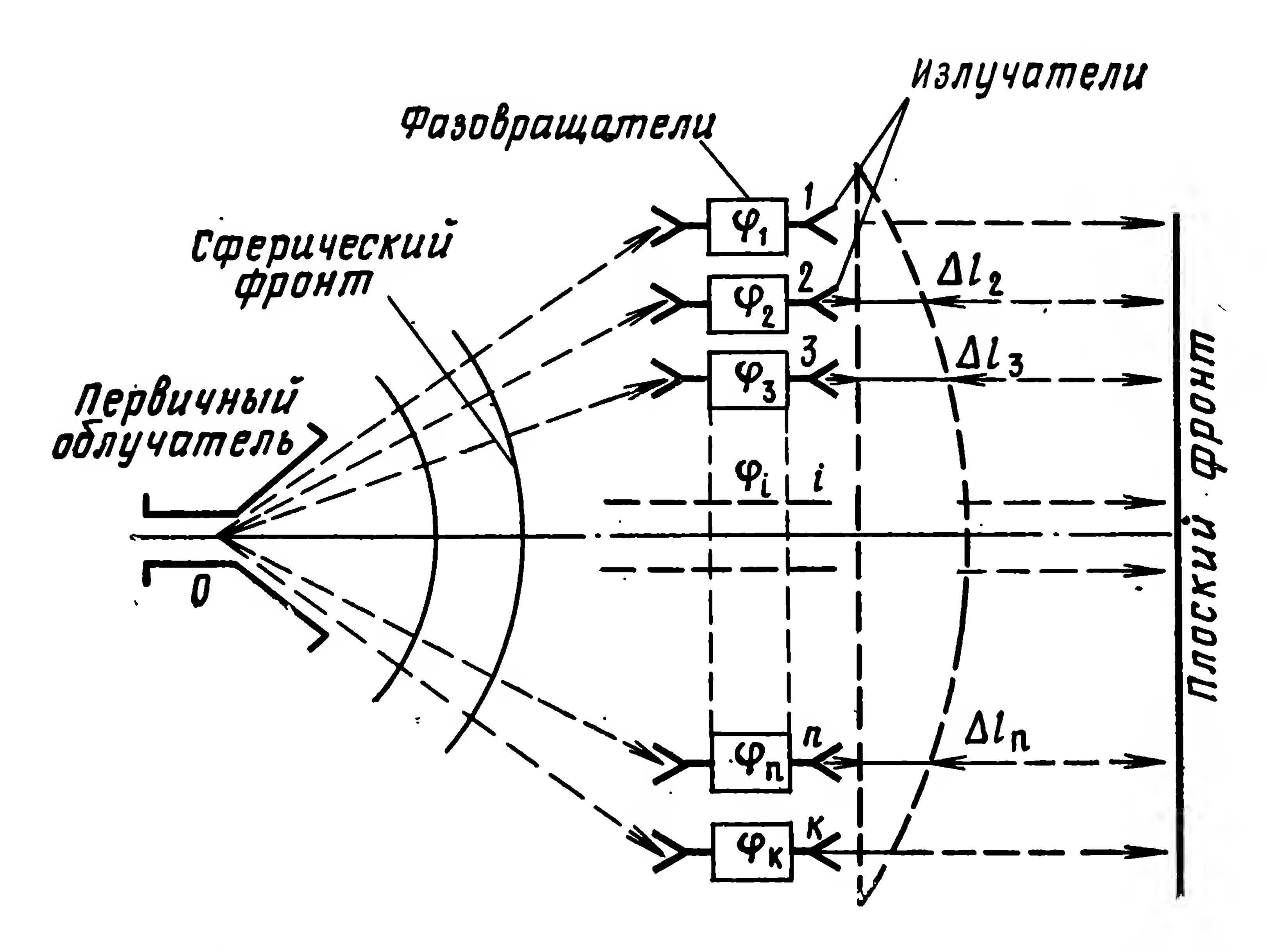


Рис. 5.20. Принцип формирования луча ФАР проходного типа

Оказалось возможным изменять фазовые соотношения волн, распространяющихся в различных направлениях от облучателя, установкой в фидерных линиях излучателей фазовращающих элементов (фазовращателей), каждый из которых вносит требуемый сдвиг фазы, в результате чего фронт волны в раскрыве антенны оказывается синфазным. В этом случае антенна формирует узкий луч.

Если же фазовые соотношения волн изменять по определенному закону, можно получить требуемый закон перемещения луча в пространстве.

Рассмотрим принцип формирования диаграммы направленности ФАР (рис. 5.20). Предположим, что имеется $к$ излучателей, расположенных в одной плоскости. В цепи питания каждого из них включены фазовращатели, позволяющие вносить сдвиг фазы φ_1 и φ_2 и т. д. Пусть все излучатели возбуждаются первичным облучателем рупорного типа. Сферическая волна от облучателя возбуждает поле в излучателях. При $\varphi_1=\varphi_2=\varphi_3=\ldots=\varphi_к$ излучатели создали бы сферическую

волну, в результате антенна имела бы широкую диаграмму направленности. Для того чтобы преобразовать волну из сферической в плоскую, необходимо внести запаздывание по фазе волн, излучаемых излучателями 2, 3, ... (к—1). Величина запаздывания фаз должна быть пропорциональна величинам Δl_2, Δl_3, ..., $\Delta l_{к-1}$ соответственно. Включив в схему прохождения волны излучателя 2 фазовращатель, вносящий запаздывание фазы $\varphi_2=(2\pi/\lambda)\Delta l_2$, в схему прохождения волны излучателя 3 фазовращатель, вносящий запаздывание $\varphi_3=(2\pi/\lambda)\Delta l_3$ и т. д., получим в раскрыве антенны плоский фронт волны. Максимум луча будет направлен по электрической оси антенны, перпендикулярной плоскости раскрыва.

Если же значения сдвигов фаз волн излучателей изменять по некоторому закону, можно изменять ширину диаграммы направленности или качать луч антенны в пространстве. Задача управления фазовыми соотношениями волн решается ЭВМ на основе заданной программы или установленной логики.

В настоящее время разработано множество типов фазированных антенных решеток, которые могут быть классифицированы по геометрии расположения элементов решетки в пространстве, по способу возбуждения излучателей, по характеру размещения элементов в самой решетке.

В соответствии с первым признаком различают одномерные, двухмерные и трехмерные ФАР. К одномерным относят решетки, излучающие элементы которых расположены по прямой линии, по дуге окружности (линейные, дуговые, кольцевые решетки), к двухмерным (поверхностным) — решетки, излучающие элементы которых расположены в одной плоскости (плоскостные системы) или на поверхности сферы, конуса, цилиндра (сферические, конические, цилиндрические). В отличие от одномерных здесь формирование луча и управление положением его в пространстве осуществляются двумя линейными решетками, излучатели которых установлены в двух взаимно перпендикулярных направлениях.

В трехмерных (объемных) решетках излучатели располагаются в трех плоскостях. Такие решетки могут быть представлены, например, сочетанием двух плоскостных. Очевидно, что наибольшими возможностями управления лучом обладают многомерные антенные решетки.

Возбуждение излучаемых элементов ФАР может осуществляться посредством элементов фидерной системы или рупорными облучателями. В первом варианте излучатели включаются в фидерную линию последовательно или параллельно, в связи с чем различают решетки с последовательным и параллельным питанием. Кроме того, могут быть комбинированные схемы включения (последовательно-последовательные, параллельно-последовательные, последовательно-параллельные).

Излучающие элементы в самой решетке могут быть размещены на равных удалениях d друг от друга. Такие решетки называют эквидистантными. При этом расстояние между излучателями должно быть меньше λ. Если же $d>\lambda$, создается побочный максимум как результат интерференции волн соседних излучателей, разность хода которых окажется равной 2π.

Решетки, в которых расстояния между излучающими элементами не одинаковы, называют неэквидистантными. Такое размещение излучающих элементов уменьшает их общее число в решетке при тех же ее характеристиках.

В зависимости от схем построения различают совмещенные (приемно-передающие) или раздельные (приемные и передающие) ФАР. Совмещенные решетки более компактны, так как в них одни и те же элементы используются в режимах передачи и приема радиолокационных сигналов. Их существенным недостатком является сложность разделения (развязки) приемного и передающего трактов. Этого недостатка лишены раздельные ФАР. Кроме того, в решетках раздельного типа возможно независимое управление лучом антенн как при излучении, так и при приеме сигналов.

В антенных решетках применяются как пассивные, так и активные излучатели. В связи с этим рассматривают три возможные схемы построения ФАР: с **пассивными элементами**, с **активными элементами** и **матричного типа.**

Схема ФАР с пассивными элементами представляет собой совокупность приемных и передающих антенн, соединенных между собой фазовращателями. В качестве источника электромагнитной энергии служит высокочастотный генератор (для передающей решетки) или цель, излучающая эти колебания (для приемной решетки).

ФАР с пассивными элементами могут быть выполнены по рефракционной схеме, работающей на «проход», или рефлекторной, работающей на «отражение». В первом случае первичный облучатель установлен с одной стороны решетки, тогда как излучатели — с другой (см. рис. 5.20). Таким образом, обе стороны решетки являются рабочими, что затрудняет конструктивное оформление антенны.

В рефлекторной схеме электромагнитная волна от первичного облучателя поступает в излучатели, проходит через них и фазовращатели, отражается от короткозамкнутой фидерной системы, проходит вновь фазовращатели и через излучатели уходит в пространство. В этой схеме рабочей является одна из сторон антенны, тогда как другая (нерабочая) может служить для крепления излучателей и фидерного тракта.

Фазированными антенными решетками с активными элементами называют такие, у которых в каналы питания каждого элемента включены усилители сигналов. Достоинство

такой схемы состоит в том, что при сравнительно небольшой мощности генератора возможно получение значительной мощности излучаемых колебаний. В принципе возможна установка генераторов в цепи питания каждого излучателя, однако возникает проблема их жесткой синхронизации, обеспечиваю-

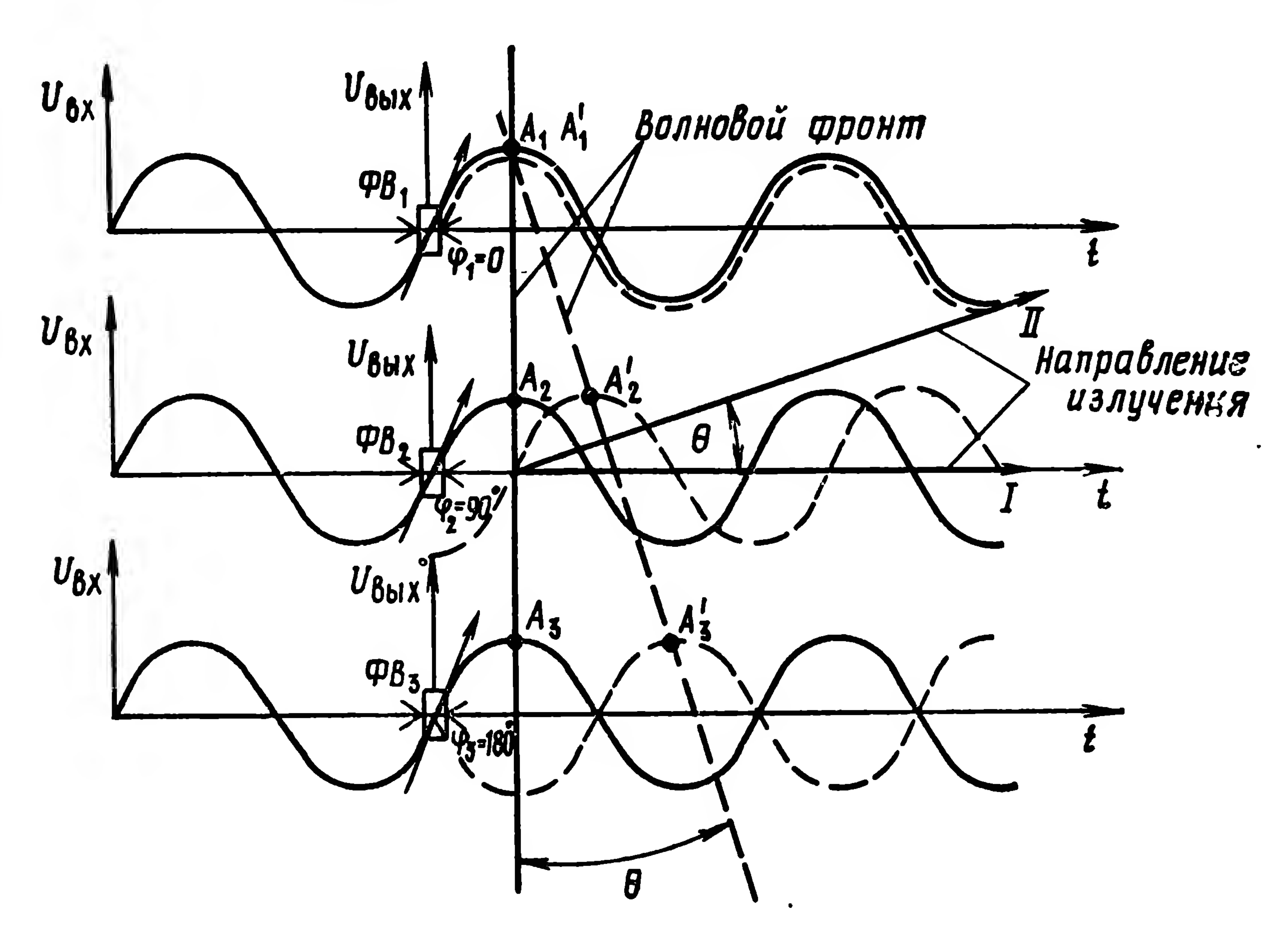


Рис. 5.21. К принципу управления направлением максимума излучения ФАР

щей синфазность высокочастотных колебаний. При такой схеме ФАР сравнительно просто решается вопрос канализации сигналов большого уровня мощности.

Рассмотрим принцип управления направлением максимума излучения диаграммы направленности ФАР на примере линейной эквидистантной передающей ФАР, состоящей из трех элементарных излучателей, на вход каждого из которых подключены соответственно фазовращатели $ФВ_1$, $ФВ_2$, $ФВ_3$ (рис. 5.21).

Допустим, что фазовращатели запитываются параллельно и синфазно синусоидальным напряжением. Если сдвиг фаз, вносимый каждым фазовращателем, будет равен нулю ($\varphi_1=\varphi_2=\varphi_3=0$), то каждый излучатель будет излучать напряжение в фазе (синфазно). В этом случае волновой фронт (поверхность, все точки которой имеют одинаковую фазу) будет проходить через точки A_1, A_2, A_3, а направление излучения ФАР в соответствии с теоремой Умова — Пойтинга будет перпендикулярно волновому фронту и займет положение I, совпадающее с нормалью ФАР ($\Theta=0$).

Введем сдвиги фаз во 2-й и 3-й фазовращатели. Для наглядности примем $\varphi_2=90°$ и $\varphi_3=180°$. Тогда напряжения на выходе излучателей получат соответственно сдвиг фаз на 90 и 180° по отношению к $ФВ_1$. В результате изменится положение волнового фронта на выходе ФАР, который займет положение A'_1, A'_2, A'_3, а максимум излучения будет направлен по линии II и отклонится от первоначального положения на угол Θ.

Таким образом, изменяя сдвиг фаз в фазовращателях ФАР, можно управлять в соответствии с требуемым алгоритмом направлением максимума излучения как в передающей, так и в приемной ФАР.

Связь между углом отклонения максимума излучения от нормали ФАР и сдвигом фаз между соседними фазовращателями φ для эквидистантной антенны устанавливает выражение

$$\Theta = \arcsin \frac{2\pi\varphi}{d\lambda}, \qquad (5.39)$$

где d — расстояние (база) между соседними излучателями;
λ — длина волны излучаемого (принимаемого) сигнала.

Анализ выражения (5.39) показывает, что положением главного максимума излучения антенны можно управлять, изменяя не только φ, но и длину волны λ или d. Последнее решение имеет существенные конструктивные сложности.

Качание луча в двухмерных ФАР осуществляется путем сочетания двух способов: фазо-фазовым и фазочастотным. Эти способы реализуются посредством комбинаций устройств, применяемых в одномерных ФАР.

Ширина сектора качания луча зависит от числа элементов ФАР.

Для двухмерной решетки минимальное число излучателей определяется как

$$N_{\min} M_{\min} = \left(\frac{\Theta^{\circ}_{св}}{\Theta^{\circ}_{ав}} + 1\right)\left(\frac{\Theta^{\circ}_{сг}}{\Theta^{\circ}_{аг}} + 1\right), \qquad (5.40)$$

где $N_{\min} M_{\min}$ — минимальное число излучателей по вертикали и горизонтали;
$\Theta^{\circ}_{св}$, $\Theta^{\circ}_{сг}$ — ширина секторов качания луча в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно;
$\Theta^{\circ}_{ав}$, $\Theta^{\circ}_{аг}$ — ширина диаграммы направленности в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Измерение угловых координат целей (ракет) производится определением углового положения луча антенны в момент

получения сигнала, отраженного от цели (ракеты), и определением углового положения оси антенны *ох* (рис. 5.22):

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_ц &= \varepsilon_a + \varepsilon_л; \\ \beta_ц &= \beta_a + \beta_л, \end{aligned}\right\} \qquad (5.41)$$

Рис. 5.22. Определение угловых координат цели в радиолокационных визирах с ФАР

где ε_a, β_a — угол места и азимут электрической оси *ох* антенны;

$\varepsilon_л$, $\beta_л$ — угол места и азимут луча антенны относительно оси *ох*.

Текущие значения ε_a, β_a выдаются датчиками углов поворота антенны, а $\varepsilon_л$, $\beta_л$ вычисляются через фазовые отношения, вносимые фазовращателями ФАР при перемещении луча антенны на направление цели (ракеты). Так как они пропорциональны токам управления фазовращателей, то фазовые отношения рассчитываются по их величинам, представляемым в цифровом коде.

Определение направления на цель осуществляется методом мгновенных равносигнальных зон (МРЗ). Для этого ФАР формирует четыре луча, создающие равносигнальную зону в вертикальной и горизонтальной плоскостях [41].

ПРИЕМНЫЕ УСТРОЙСТВА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ВИЗИРОВ. Задача предварительной обработки радиолокационных сигналов решается приемным устройством визира. Она распадается на ряд частных задач, которые формулируются следующим образом:

выделение радиолокационных сигналов из смеси мешающих сигналов и шумов, имеющих место на входе приемного устройства;

усиление «полезных» сигналов до уровня, обеспечивающего стабильную работу оконечных устройств;

преобразование сигналов в форму, пригодную для выделения информации о параметрах движения целей и ракет;

распределение радиолокационных сигналов в соответствии с заданной схемой включения оконечных устройств визира.

В радиотехнических визирах находят применение приемники **прямого усиления** и **супергетеродинные.**

В приемниках прямого усиления принимаемые сигналы проходят усилитель высокой частоты, поступают на детектор, затем усилитель низкой частоты и выдаются в оконечное устройство. В этих приемниках избирательность по частоте определяется полосой пропускания входных устройств и резонансных усилителей высокой частоты.

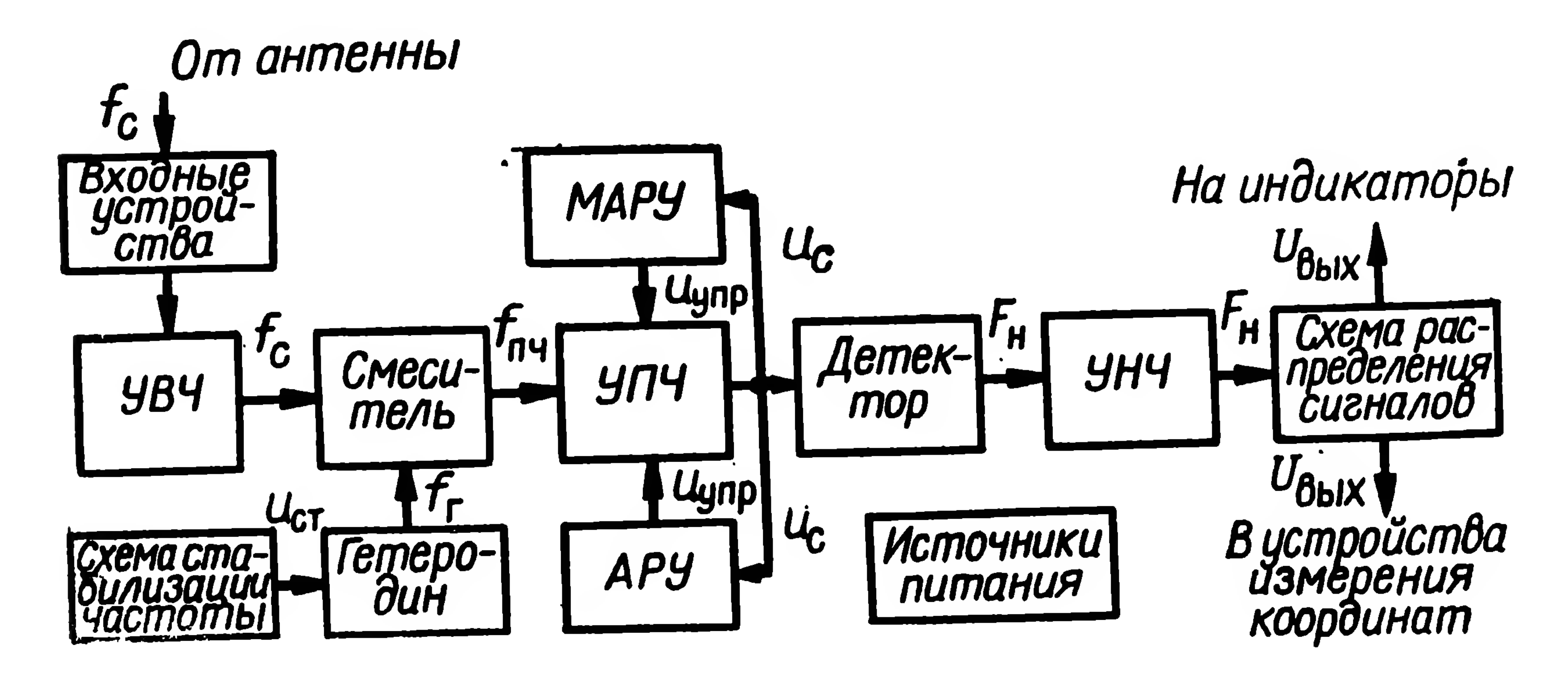


Рис. 5.23. Типовая функциональная схема приемного устройства

Супергетеродинными называются приемные устройства, в которых основное усиление сигналов производится на промежуточной (пониженной) частоте. Для этого применяются преобразователи частоты сигналов и резонансные усилители сигналов промежуточной частоты. Благодаря их применению удается получить высокий коэффициент усиления и хорошую избирательность приемника.

Рассмотрим функциональную схему супергетеродинного приемного устройства (рис. 5.23). В его составе имеются входные устройства, обеспечивающие связь приемника с антенной и осуществляющие предварительную селекцию принимаемых сигналов, усилитель высокой частоты, гетеродин, смеситель, усилитель промежуточной частоты, детектор, усилитель низкой частоты, схема распределения сигналов, мгновенная автоматическая регулировка усиления, автоматическая регулировка усиления, источники питания.

Принятые антенной сигналы поступают во входное устройство, выполняемое на волноводных или фидерных элементах. В некоторых устройствах осуществляется частотная селекция сигналов, для чего могут быть использованы объемные резонансные системы. Обычно входные устройства имеют значительную полосу пропускания, что обеспечивает прием сигналов в случае отклонения частоты излучаемых колебаний от номинального значения.

Усилитель высокой частоты (УВЧ) выполняется по схеме, обеспечивающей достаточное усиление по мощности и обладающей малым уровнем собственных шумов. В зависимости от диапазона волн и принятого технического решения это могут быть усилители на триодах, ЛБВ, параметрических усилителях и др.

После УВЧ сигналы подаются на смеситель, куда одновременно с ними поступают высокочастотные колебания от гетеродина, представляющего собой маломощный генератор. Для удержания его частоты в заданных пределах используются схемы стабилизации (рис. 5.23), схемы автоматической подстройки частоты.

Смесители чаще выполняются на кристаллических диодах, помещенных в волноводную или коаксиальную камеру. При воздействии сигналов частот $f_с$ и $f_г$ возникают комбинационные частоты, что позволяет выделить одну из них. Обычно выделяется разностная частота $f_{пч}=f_с-f_г$, называемая промежуточной. Для ее выделения используют резонансные системы.

Сигналы промежуточной частоты проходят в усилитель сигналов промежуточной частоты (УПЧ), выполняемый на нескольких резонансных усилителях с использованием электронных ламп или полупроводниковых приборов. Обладая хорошими избирательными свойствами, УПЧ осуществляет основную частотную селекцию сигналов. Он имеет сравнительно малую ширину полосы пропускания с крутыми спадами амплитудно-частотной характеристики. В УПЧ, как правило, осуществляются автоматическая регулировка усиления (АРУ) и мгновенная автоматическая регулировка усиления (МАРУ), обеспечивающие поддержание амплитуды выходных сигналов на постоянном уровне, в том числе и при воздействии сигналов большой мощности. Если амплитуда сигналов на выходе УПЧ превышает установленный уровень, схема АРУ выдает управляющее напряжение на некоторые каскады УПЧ, уменьшая их усиление так, чтобы амплитуда выходных сигналов не превышала требуемую величину. Подобным образом работает и схема МАРУ, однако она обладает бóльшим быстродействием.

После УПЧ сигналы поступают в схему детектора, где происходит их преобразование в сигналы низкой частоты (в видеосигналы). Детекторы выполняются на полупроводниковых или ламповых диодах.

Низкочастотные сигналы проходят усилитель низкой частоты и через схему распределения поступают в элементы оконечных устройств (индикаторы), устройства измерения параметров движения целей (ракет). Схема распределения выполняется на элементах коммутации, в качестве которых могут находить применение различного рода реле, катодные повторители и т. п.

По виду принимаемых сигналов приемники радиотехнических визиров могут быть **импульсными** и **непрерывными**. В первых из них входной сигнал представляется прямоугольным (или иной формы) высокочастотным импульсом обычно малой длительности, во втором — в виде непрерывных монохроматических колебаний или модулированных по какому-либо параметру (частоте, фазе, амплитуде).

По методу обработки радиолокационных сигналов приемники могут быть **оптимальными** и **неоптимальными**. Под оптимальным понимается приемник, в котором происходит оптимальная обработка принимаемых сигналов по одному или нескольким параметрам.

Одним из способов оптимальной обработки сигналов является корреляционная обработка путем сравнения структур принимаемого сигнала с его копией. Очевидно, что копия сигнала может быть создана в приемнике, так как структура излученных и ожидаемых радиолокационных сигналов известна. Между копией и принятым сигналом имеет место временна́я задержка, обусловленная временем прохождения радиолокационного сигнала к цели и обратно. Поэтому копия сигнала должна быть получена для времени $t—\tau$ (величина τ в данном случае равна времени запаздывания принятого сигнала). Тогда напряжение на выходе приемника может быть представлено интегралом произведения напряжений $u(t)$ и $u_с(t—\tau)$ ($u_с(t—\tau)$ — копия сигнала, содержащегося в смеси сигнал-шум):

$$U_{вых} = к \frac{2}{E_ш} \int_0^{T_н} u(t)\, u_с(t-\tau)\, dt, \tag{5.42}$$

где $к$ — коэффициент пропорциональности.

Если в напряжении $u(t)$ сигнал отсутствует, то $U_{вых}=0$, так как сигнал и шумы не коррелированы. При наличии сигнала в смеси и точном временно́м совпадении сигнала в смеси с его копией (при $\tau=0$) выходное напряжение максимально. Таким образом, апостериорная вероятность наличия сигнала в данном случае представляется величиной выходного напряжения приемника, пропорционального функции взаимной корреляции входного сигнала и его копии.

Приемник, в котором выполняется обработка принятой смеси сигнал-шум в соответствии с выражением (5.42), называют к о р р е л я ц и о н н ы м. Аппаратурная реализация этого выражения может быть получена в схеме (рис. 5.24), содержащей умножитель, интегратор, линию задержки.

В принципе возможны две схемы корреляционных приемников: схема с реализацией автокорреляционной функции (рис. 5.24, *а*) и схема с реализацией взаимокорреляционной функции (с опорным сигналом), рис. 5.24, *б*.

В схеме с реализацией автокорреляционной функции поступающая на вход смесь $u = u_с + u_ш$ подается на вход усилителя, после которого поступает на вход умножителя и в линию задержки. Величина задержки равна времени запаздывания сигнала, т. е. $\tau = 2D_ц/c$. Поэтому на умножитель по-

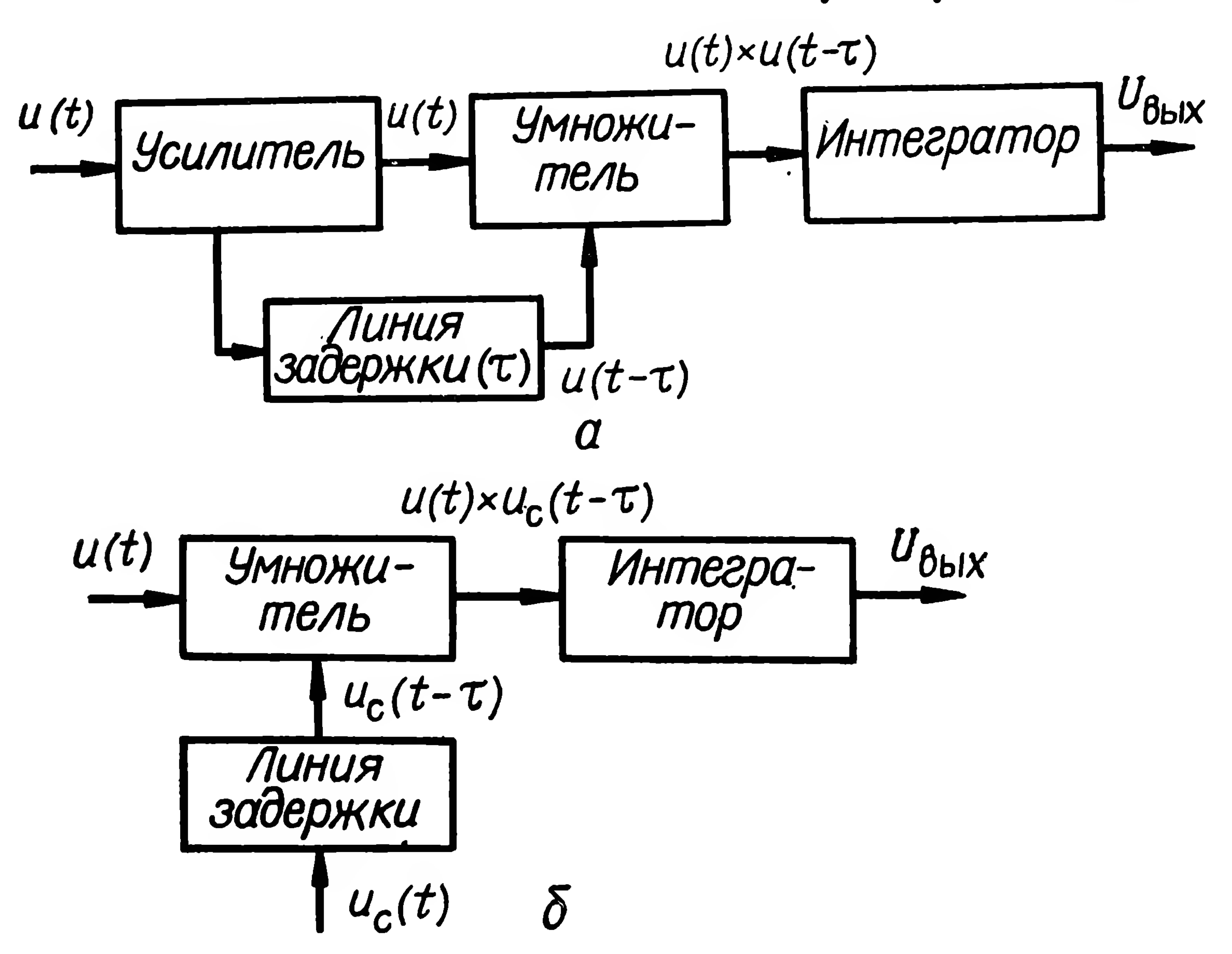


Рис. 5.24. Типовые схемы корреляционных приемников:
а — реализация автокорреляционной функции; *б* — с использованием гетеродинирующего (опорного) напряжения

ступает напряжение от усилителя $u(t)$, полученное за данный период повторения, тогда как от линии задержки приходит напряжение $u(t-\tau)$, полученное за предыдущий период повторения. На умножителе происходит умножение напряжений

$$u(t) = u_c(t) + u_ш(t) \text{ и } u(t-\tau) = u_с(t-\tau) + u_ш(t-\tau). \quad (5.43)$$

В соответствии с выражением (5.43) можем записать

$$U_{вых} = к\frac{2}{E_ш}\int_0^{T_н}[u_с(t) + u_ш(t)][u_с(t-\tau)\, u_ш(t-\tau)]\, dt. \quad (5.44)$$

Выходное напряжение приемника пропорционально сумме корреляционных функций сигнала $\rho_{с.с}(\tau)$, сигнала и шума $\rho_{с.ш}(\tau)$, шума и сигнала $\rho_{ш.с}(\tau)$, шума $\rho_ш(\tau)$. Если учесть, что функции сигнала и шума не коррелированы, то выходное напряжение приемника

$$U_{вых} = к\frac{2}{E_ш}\left[\int_0^{T_н} u_с(t)\, u_с(t-\tau)\, dt + \int_0^{T_н} u_ш(t)\, u_ш(t-\tau)\, dt\right], \quad (5.45)$$

т. е. его величина пропорциональна автокорреляционным функциям сигнала и шума. Так как флюктуационные шумы, полученные в данный период повторения, имеют структуру, отличную от структуры шумов, полученных в предыдущий период повторения, а длительность всплесков шумов составляет $\tau_ш = 10^{-13}$ с, что соответствует практически $\tau \approx 0$, то $\rho_ш(\tau) < \rho_{с.с}(\tau)$. В результате на выходе приемника отношение сигнал/шум значительно больше входного.

Во второй схеме принятая смесь сигнал-шум после предварительного усиления и преобразования поступает в схему умножителя, туда же через линию задержки подается сигнал, структура которого соответствует излученному и, следовательно, принятому после отражения от цели. Величина задержки линии устанавливается равной τ.

Напряжение $u_с(t-\tau)$, называемое иногда опорным или гетеродинирующим, не имеет в своем составе шумов, поэтому выражение для выходного сигнала запишется в следующем виде:

$$U_{вых} = к \frac{2}{E_ш} \left\{ \int_0^{T_н} [u_с(t) + u_ш(t)\, u_с(t-\tau)]\, dt \right\} =$$

$$= к \frac{2}{E_ш} \left\{ \int_0^{T_н} u_с(t)\, u_с(t-\tau)\, dt + \int_0^{T_н} u_ш(t)\, u_с(t-\tau)\, dt \right\} =$$

$$= к \frac{2}{E_ш} [\rho_{сс}(\tau) + \rho_{ш.с}(\tau)]. \qquad (5.46)$$

Так как $\rho_{ш.с} \to 0$, то

$$U_{вых} = к \frac{2}{E_ш} \int_0^{T_н} u_с(t)\, u_с(t-\tau)\, dt, \qquad (5.47)$$

т. е. выходной сигнал равен автокорреляционной функции сигнала.

Уровень шумовой составляющей в такой схеме значительно ниже, чем в предыдущей, поэтому она имеет предпочтение. Однако здесь имеют место некоторые трудности технического характера.

Полученное в приемнике напряжение выдается на схему сравнения, на которую подано пороговое напряжение. В качестве таковой может быть использована любая из известных схем (схем сравнения уровней напряжений). В результате сравнения этих напряжений схема выдает решение о наличии или отсутствии сигнала в смеси.

Роль интегратора в приведенных схемах может выполнять фильтр, осуществляющий формирование напряжения, пропорционального

$$U_{вых.\,инт} = \int u_с(t)\, u_с(t-\tau)\, dt. \qquad (5.48)$$

В зависимости от принятой схемы обработки сигналов различают активные и пассивные фильтры. Рассмотренные выше корреляционные приемники относят к активным фильтрам, так как в них для выполнения операции формирования взаимокорреляционной функции требуется иметь генератор копии радиолокационного сигнала (опорного сигнала).

Корреляционную обработку принимаемой смеси можно осуществить и с помощью пассивного фильтра, согласованного с сигналом, при этом напряжение на выходе фильтра будет также пропорционально корреляционной функции сигнала и его копии. Для решения этой задачи могут быть применены фильтры, амплитудно-частотная характеристика которых совпадает (пропорциональна) с амплитудно-частотным спектром входного сигнала.

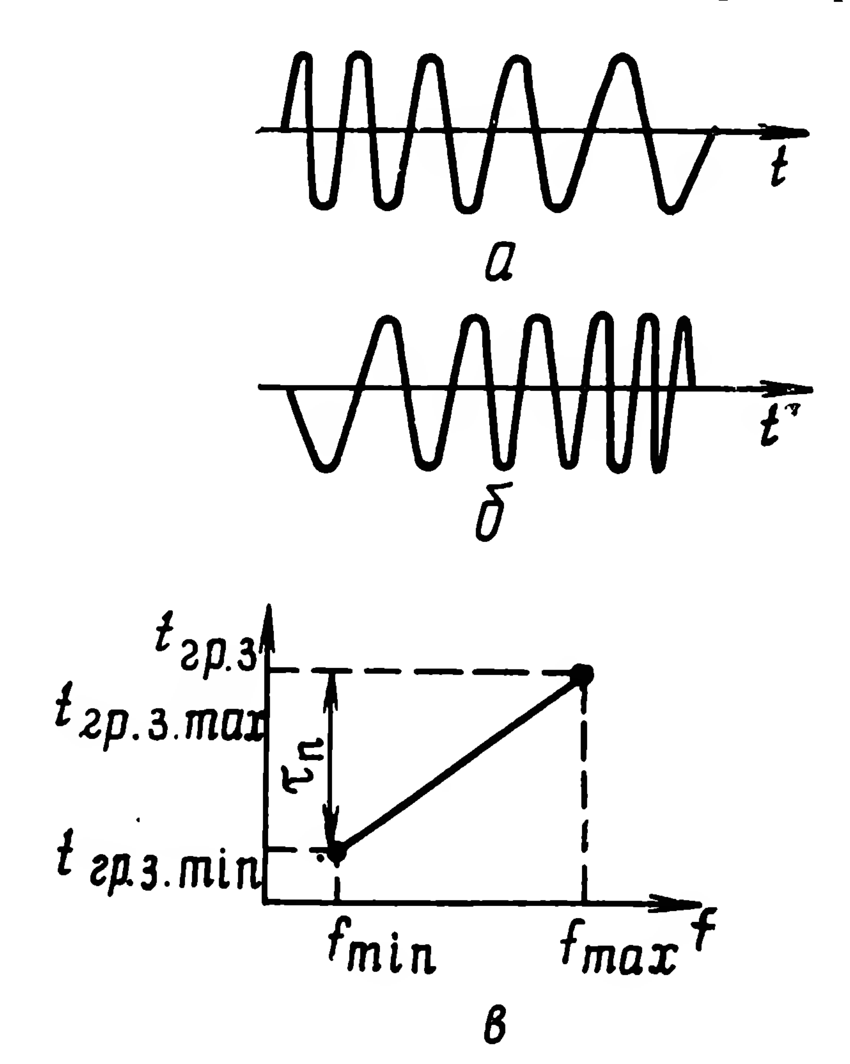


Рис. 5.25. Частотно-модулированный импульс (*а*), импульсная характеристика оптимального фильтра (*б*) и характеристика группового частотного запаздывания (*в*)

Для линейно-частотно-модулированного импульса (рис. 5.25, *а*) импульсная характеристика оптимального фильтра должна иметь вид (рис. 5.25, *б*), являющийся зеркальным отображением самого радиоимпульса. При прохождении импульса через такой фильтр происходит задержка групп частот, которая увеличивается с увеличением частоты колебаний входного сигнала. В результате колебания низких частот как бы догоняют колебания более высоких, что приводит к образованию сжатого импульса на выходе фильтра. При линейной модуляции частоты зависимость групповой задержки должна быть линейной (рис. 5.25, *в*), т. е.

$$t_{гр.з} = \frac{1}{2\pi} \frac{d}{df} \arg \kappa (f). \qquad (5.49)$$

Длительность сжатого импульса обратно пропорциональна ширине его спектра.

После амплитудного детектирования сжатый импульс преобразуется в видеоимпульс, что позволяет получить высокую разрешающую способность визира по дальности и значительную энергию в импульсе малой длительности.

Другим видом широкополосного радиолокационного сигнала является фазоманипулированный (ФМ) импульс (см.

рис. 5.12). Такой импульс представляется последовательностью парциальных импульсов длительностью $\tau_д$, иногда в литературе называемых дискретами. Все парциальные импульсы имеют одну и ту же частоту колебаний, тогда как их фаза при переходе от одного парциального импульса к другому

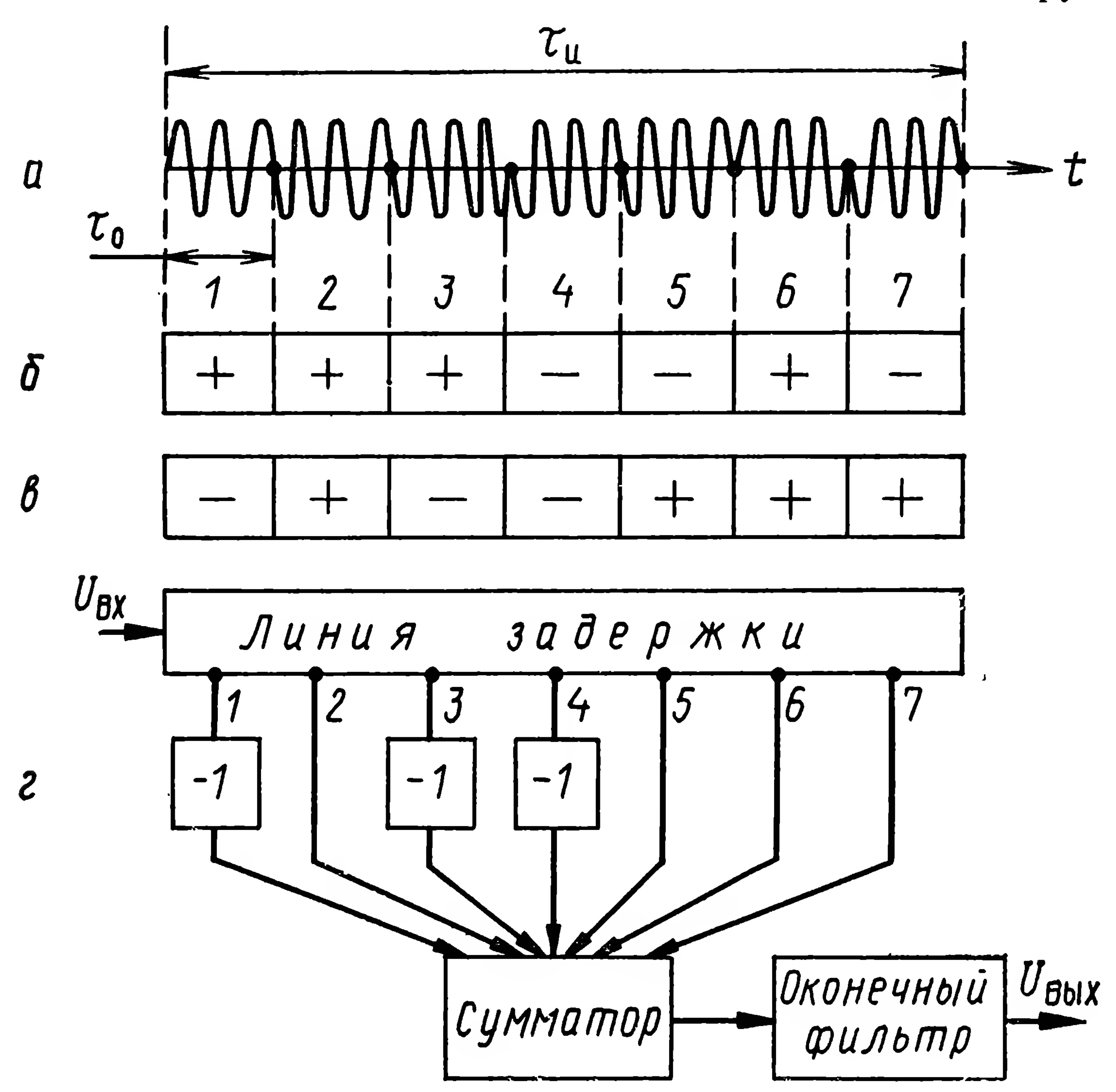


Рис. 5.26. Схема формирования импульсной характеристики, оптимальной для фазоманипулированного сигнала:

а — фазоманипулированный импульс; *б* — закон изменения ФМ импульса; *в* — импульсная характеристика оптимального фильтра; *г* — схема формирования импульсной характеристики

изменяется на 180° по определенному закону (рис. 5,26, *а*, *б*). Для оптимальной обработки такого сигнала необходимо иметь фильтр, амплитудно-частотная характеристика которого была бы зеркальной ФМ импульсу (рис. 5.26, *в*). Для получения такой характеристики используется линия задержки с числом выводов (рис. 5.26, *г*), равным числу парциальных импульсов в ФМ сигнале. В некоторые из выводов включаются фазоинверсные каскады, имеющие коэффициент преобразования, равный —*1*. При прохождении через них фаза парциальных импульсов изменяется скачком на 180°. Все выводы замыкаются на вход сумматора, последовательно с которым включен оконечный фильтр, оптимальный для парциального импульса длительностью $\tau_д$ [10].

Сущность обработки ФМ сигнала с помощью фильтра сводится к следующему. При поступлении на вход линии задержки ФМ импульса, имеющего закон изменения фазы, приведенный на рис. 5.27, *б*, первый (*1*) парциальный импульс,

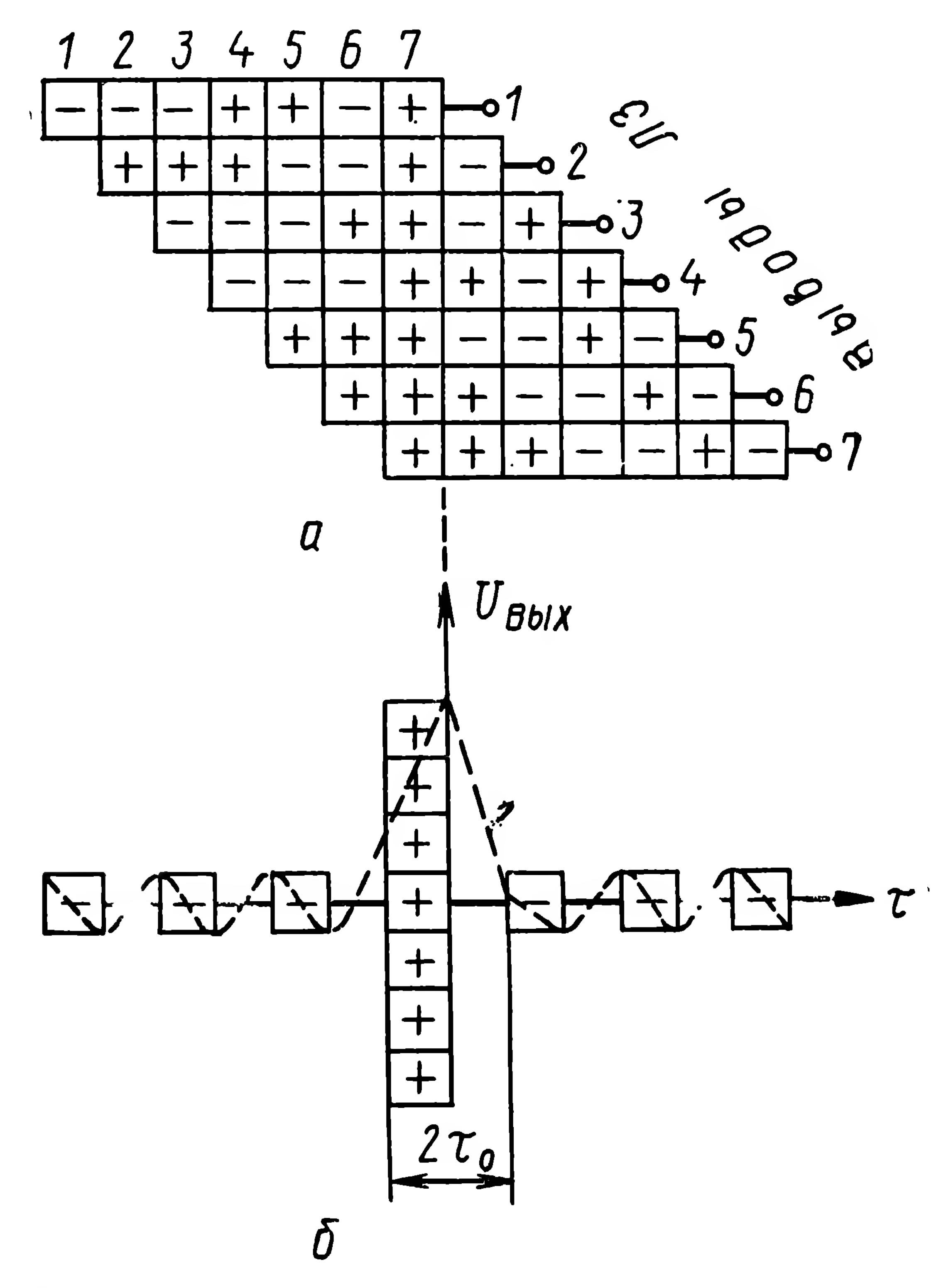


Рис. 5.27. Схема оптимальной фильтрации фазоманипулированного радиосигнала (вариант)

а — сигнал на входе фильтра; *б* — сигнал на выходе фильтра

имеющий фазу +, проходит через вывод линии *1* и изменяет фазу на 180°. На вход сумматора он поступит, имея фазу —. За ним следует второй (*2*) парциальный импульс, который также имеет фазу + на входе линии и после прохождения фазоинверсного каскада первого вывода линии задержки *1* получит фазу — и т. д. Таким образом, на вход сумматора от первого вывода линии *1* поступят парциальные импульсы представляющие инвертированные по фазе импульсы ФМ сигнала, подаваемого на вход фильтра (см. первую строку рис. 5.27, *а*). Второй вывод линии задержки *2* не содержит фазоинвертора, поэтому через него на вход сумматора поступит ФМ сигнал без изменения фазы парциальных импульсов (вторая строка на рис. 5.27, *а*).

Сигнал, снимаемый со второго вывода, будет задержан во времени относительно сигнала первого вывода на величину $\Delta t_з = \tau_и / n_0$ (n_0 — число парциальных импульсов в ФМ сигнале). Характер сигналов, снимаемых с третьего, четвертого и других выводов линии задержки, аналогичен.

Парциальные импульсы, поступающие на сумматор, суммируются с учетом своих фаз: если фазы двух импульсов отличаются на 180°, амплитуда результирующего импульса равна нулю. При равенстве фаз этих импульсов происходит их сложение (рис. 5.27, *б*).

Амплитуда выходного сигнала сумматора пропорциональна числу n_0 парциальных импульсов, длительность результирующего импульса равна τ_0. Вместе с тем уровень боковых всплесков имеет малые значения. На этом же рисунке штриховой линией показана автокорреляционная функция ФМ сигнала, центральный лепесток который в n_0 раз выше боковых, а длительность основания равна $2\tau_0$.

Таким образом, оптимальная обработка фазоманипулированного сигнала позволяет получить значительный выигрыш отношения сигнал/шум на выходе приемного устройства при высокой разрешающей способности визира по дальности

$$\Delta D = \frac{c\tau_д}{2}. \qquad (5.50)$$

В настоящее время существуют различные варианты оптимальной обработки сигналов, позволяющие осуществлять свертку и уверенное выделение сигналов на фоне шумов, однако в процессе преобразования высокочастотного радиоимпульса в импульс промежуточной частоты с использованием незатухающих колебаний гетеродина значительная часть энергии импульса теряется в смесителе, что является основным недостатком радиолокационных приемников импульсного типа.

В последнее время в зарубежной литературе все шире стали освещаться вопросы применения **методов голографирования** для повышения качества обработки радиолокационных сигналов при наличии помех и улучшения разрешающей способности РЛС.

Принцип обработки радиолокационных сигналов голографическими методами основан на применении пространственно-частотных комплексно-сопряженных фильтров, получаемых с помощью оптических средств.

Основу таких фильтров составляют голограммы-транспаранты, представляющие собой запись интерференционной картины спектров смеси сигнал+шум и одного сигнала. Сущность такой обработки в принципе аналогична обработке сигнала с помощью оптимальных фильтров.

При обработке смеси сигнал+шум с помощью пространственно-частотных фильтров на входе оптической системы устанавливают транспарант спектра принимаемой смеси, через который пропускают монохроматический пучок света. После прохождения им голограммы будет получен пространственно-частотный спектр сигнала и шума, который затем проходит через фильтр-голограмму, представляющий собой комплексно сопряженный сигналу фильтр.

Аналитическое представление сигналов на выходе фильтров аналогично их представлению в электронных схемах при корреляционной обработке сигналов. Особенностью является наличие корреляции не только по частоте, но и в пространстве, что позволяет наиболее полно использовать отличие структуры сигнала от структуры помехи.

В основу методов повышения разрешающей способности РЛС положены спектральные преобразования сигналов в двухмерной оптической системе. Такие преобразования позволяют разделить сигналы целей, имеющих разные параметры движения.

Применение методов голографической обработки представляет определенные технические трудности, связанные с созданием голограмм принимаемых сигналов.

5.3. Устройства измерения координат и скорости движения целей (ракет)

Координаты и скорость движения цели измеряются в процессе ее сопровождения, при этом сопровождение может быть ручным (РС), автоматическим (АС) и смешанным (АС-РС).

Определение текущих координат объекта в зенитных ракетных комплексах должно производиться с высокой степенью точности, так как от этого, например в системах телеуправления, непосредственно зависит величина промаха, а следовательно, и вероятность поражения цели.

Допустим, что для получения требуемой вероятности поражения цели при дальности стрельбы $D_{стр}$, равной 100 км, величина промаха h не должна превышать 50 м.

В этом случае необходимая точность определения угловых координат составит

$$\Delta\beta\,(\Delta\varepsilon) = \frac{h\kappa_{ф}}{\sqrt{2}\,D_{стр}} = \frac{50\cdot 1}{\sqrt{2}\cdot 100\cdot 10^3} \approx 1'.$$

Точность системы сопровождения характеризуется ошибкой воспроизведения $z(t)$.

В общем случае на следящую систему воздействует не только управляющее, но и мешающее воздействие. Система стремится воспроизвести их совместно с задающим воздействием как эквивалентное входное воздействие. В результате

этого ошибка воспроизведения будет зависеть от характера как управляющего, так и мешающего воздействия.

При равномерном и прямолинейном движении цели закон изменения ее координат относительно комплекса зависит от высоты, скорости и курсового параметра полета цели, кото-

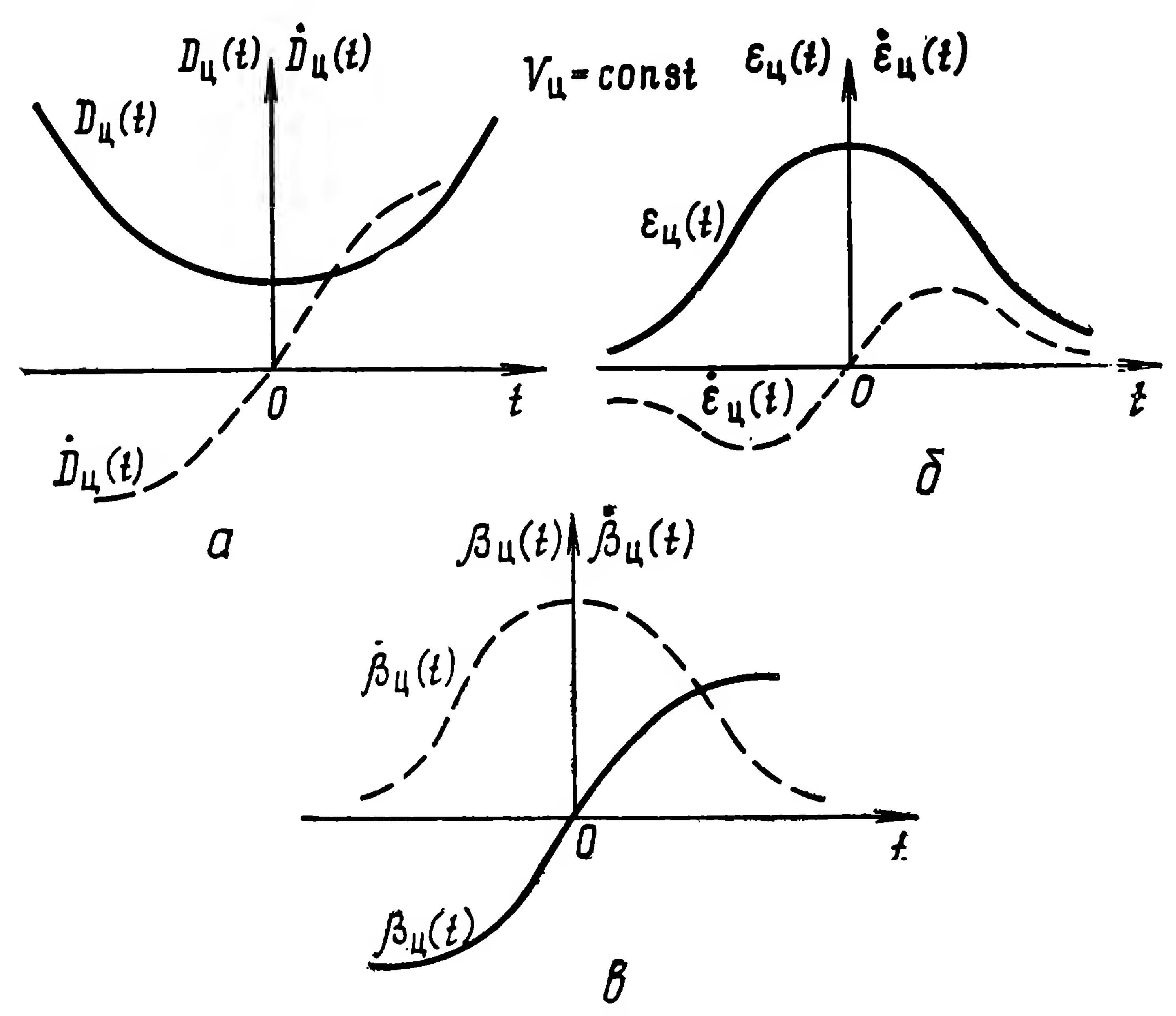


Рис. 5.28. Закон изменения координат и их производных при равномерном движении цели

рые меняются в широких пределах (рис. 5.28). С допустимой степенью точности законы изменения этих координат для аэродинамических целей могут быть представлены в виде степенного ряда второго порядка:

$$\left.\begin{aligned} D_ц(t) &= D_0 + \dot{D}_ц t + \frac{\ddot{D}_ц t^2}{2!} + \ldots; \\ \beta_ц(t) &= \beta_0 + \dot{\beta}_ц t + \frac{\ddot{\beta}_ц t^2}{2!} + \ldots; \\ \varepsilon_ц(t) &= \varepsilon_0 + \dot{\varepsilon}_ц t + \frac{\ddot{\varepsilon}_ц t^2}{2!} + \ldots. \end{aligned}\right\} \qquad (5.51)$$

Время t в этих формулах отсчитывается от момента нахождения цели на параметре в положительном направлении в обе стороны.

В связи с тем что выражения (5.51) однозначно характеризуют пространственное движение цели, для его воспроизведения достаточно иметь три независимые **следящие систе-**

мы измерения координат, которые должны быть чувствительны не только к положению объекта в данный момент времени, но и к возможным изменениям его положения в последующее время, т. е. к первой и второй производным измеряемой координаты.

Для повышения точности сопровождения необходимо стремиться к уменьшению динамических и флюктуационных ошибок. Однако, как правило, меры, направленные на уменьшение динамических ошибок, приводят к увеличению флюктуационных ошибок. Действительно, чтобы уменьшить динамические ошибки при выбранном порядке астатизма, следует увеличивать коэффициент усиления системы. В то же время увеличение коэффициента усиления приводит к росту флюктуационных ошибок, поэтому коэффициент усиления системы должен выбираться из условия минимизации результирующей ошибки.

Вместе с коэффициентом усиления на величину ошибок измерения оказывает влияние полоса пропускания следящей системы:

для снижения флюктуационных ошибок сопровождения необходимо уменьшать полосу пропускания следящей системы, однако ее уменьшение приводит к снижению быстродействия системы, что особенно проявляется в процессе перехода из режима наведения в режим автоматического сопровождения.

Таким образом, чтобы на всех этапах работы обеспечивалась наиболее высокая эффективность следящей системы, необходимо в ее состав вводить элемент, позволяющий изменять величину полосы пропускания на различных этапах работы. Обычно таким элементом является формирующий фильтр, параметры которого изменяются при переходе следящей системы с одного режима на другой.

Следящая система должна обеспечивать плавное сопровождение объекта при случайных исчезновениях сигнала на входе системы, обусловленных явлением фединга. Вместе с тем необходима плавность сопровождения в интервалах времени между принимаемыми сигналами (импульсами), а также между пачками импульсов.

СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ ПО ДАЛЬНОСТИ предназначены для автоматического (полуавтоматического) измерения расстояния до цели (ракеты).

Определение дальности сводится к измерению времени запаздывания $t_з$ импульса, отраженного от объекта, относительно зондирующего импульса передатчика (импульса нулевой дальности).

Измерение времени производится системой автоматического (ручного) сопровождения.

Для автоматического сопровождения цели (ракеты) находят применение электронные следящие системы с астатизмом I и II порядка.

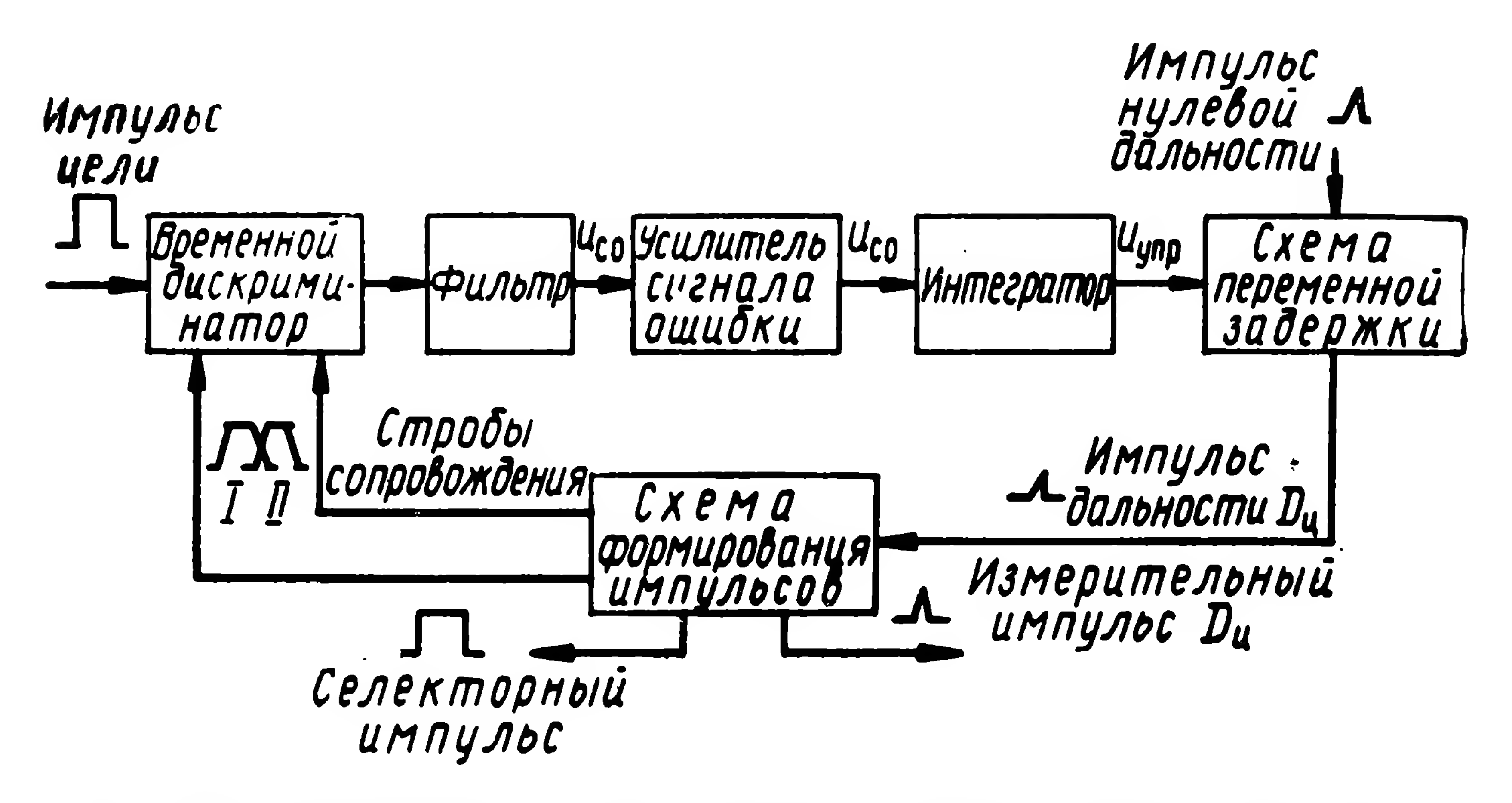


Рис. 5.29. Функциональная схема типовой следящей системы дальности

Необходимый порядок астатизма системы достигается тем, что в состав следящей системы включается соответствующее число интеграторов (рис. 5.29).

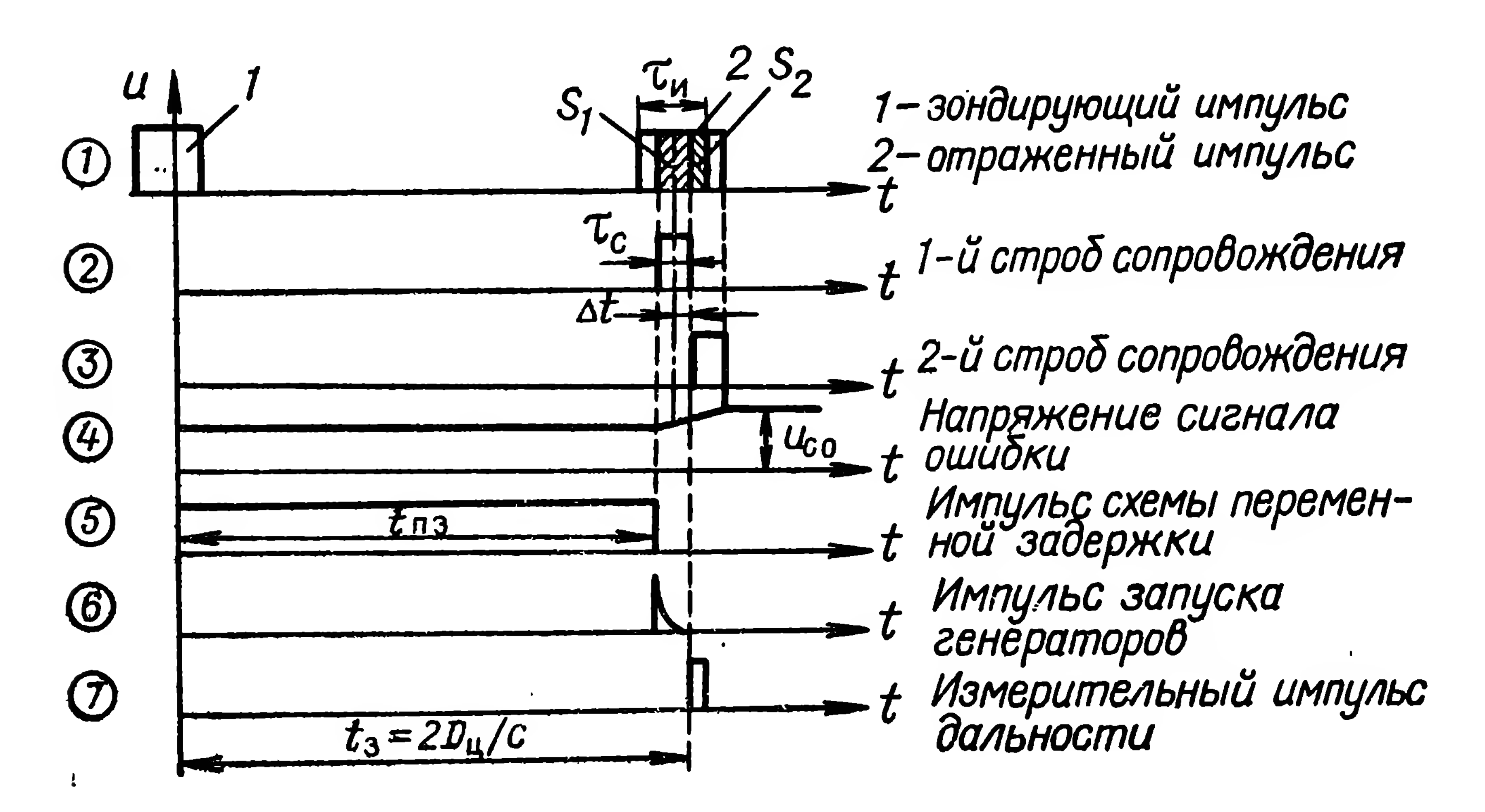


Рис. 5.30. Диаграммы напряжений, поясняющие принципы действия следящей системы дальности

Рассмотрим общий принцип действия следящей системы дальности, пользуясь эпюрами напряжений, приведенными на рис. 5.30.

В режиме автоматического сопровождения на вход временно́го дискриминатора (ВД) поступают импульсы, отраженные от цели (импульсы ответчика ракеты), и стробы сопровождения (эпюры 1, 2, 3). В результате сравнения временно́го положения каждого импульса со стробами временно́й дискриминатор вырабатывает напряжение сигнала ошибки $u_{со}$ (эпюра 4), пропорциональное временно́му рассовмещению стробов сопровождения с сигналами сопровождаемого объекта. После фильтрации и усиления сигнал ошибки $u_{со}$ сначала поступает на интегратор, где преобразуется в управляющее $u_{упр}$, а затем на схему переменной задержки, формирующую прямоугольный импульс переменной длительности (эпюра 5), при этом запуск схемы осуществляется импульсом нулевой дальности, а длительность импульса зависит от величины управляющего напряжения.

После дифференцирования прямоугольного импульса схемы переменной задержки формируются импульс запуска генераторов стробов и измерительный импульс дальности (эпюры 6, 7). В связи с тем что положение заднего фронта прямоугольного импульса схемы переменной задержки (положение импульса запуска генераторов стробов и измерительного импульса) зависит в конечном итоге от величины и знака сигнала ошибки, то при наличии рассовмещения между стыком стробов сопровождения (измерительным импульсом) и центром тяжести импульса сопровождаемого объекта происходит перемещение стробов сопровождения в направлении перемещения по временной оси импульсов цели, т. е. осуществляется **автоматическое слежение.**

В процессе работы системы сопровождения по дальности используется информация, поступающая только во время действия на входе дискриминатора стробов сопровождения.

Специальный селекторный импульс, связанный со стробами сопровождения, подается на вход приемного устройства для автоматической временно́й селекции, что повышает помехозащищенность систем сопровождения цели. Измеренная дальность выдается в виде временно́го интервала между зондирующим импульсом и измерительным импульсом, связанным со стробами сопровождения.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ осуществляется двумя способами — путем непрерывного слежения антенной за угловым положением объекта или путем последовательного секторного обзора пространства узкой диаграммой направленности.

При первом способе одновременно может сопровождаться только одна цель. Системы сопровождения, работающие по этому способу и получившие название систем **автоматического сопровождения по направлению** (АСН), применяют, когда нет необходимости одновременного определения координат

многих целей, но предъявляются достаточно высокие требования к точности определения координат. К наиболее распространенным методам такого сопровождения относятся методы сопровождения цели визиром с равносигнальным направлением.

Второй способ позволяет определять угловые координаты всех целей, находящихся в секторе обзора радиолокационного визира. Необходимо подчеркнуть, что для одновременного сопровождения N целей необходимо иметь N аналоговых следящих систем. Система сопровождения по направлению представляет собой угломерную систему, в состав которой входят пеленгационное и отрабатывающее устройства.

Характерной особенностью пеленгационных устройств систем АСН является использование равносигнальных методов пеленгации. При их реализации угол прихода падающей волны (направление на цель) определяется путем сравнения сигналов, принятых по двум направлениям и более.

Существует ряд систем автоматического сопровождения по направлению, их классификацию обычно проводят по принципу образования равносигнального направления (РСН) в пеленгационном устройстве (по принципу получения равносигнальных зон).

Пеленгационные устройства системы АСН подразделяются на устройства с **последовательным** и **одновременным** сравнением сигналов. Пеленгаторы с последовательным сравнением сигналов называют пеленгаторами с интегральным равносигнальным направлением (ИРСН), а пеленгаторы с одновременным сравнением сигналов — пеленгаторами с мгновенным сравнением сигналов (МРСН) или моноимпульсными.

При последовательном сравнении формирование равносигнального направления (РСН) и сравнение сигналов производятся за определенный промежуток времени путем приема сигналов цели из одной точки пространства диаграммы антенной, периодически изменяющей положение диаграммы в пространстве. Информация об угловом положении цели относительно РСН получается путем сравнения сигналов, принимаемых при различных положениях диаграммы направленности антенны.

К системам АСН с последовательным сравнением сигналов относятся системы автоматического сопровождения по направлению с переключением диаграмм и с коническим сканированием диаграммы направленности. Наибольшее распространение находят последние.

При одновременном сравнении сигналов прием сигналов цели ведется несколькими разнесенными антеннами одновременно. В этом случае РСН формируется в каждый момент времени.

В любой системе АСН антенная система пеленгационного устройства выполняет роль углового датчика, при этом в за-

висимости от построения антенной системы для извлечения информации об угловом положении цели используются амплитудные или фазовые соотношения ее выходных сигналов. В соответствии с этим пеленгаторы подразделяются на **амплитудные** и **фазовые.**

Как при амплитудной, так и при фазовой пеленгации определение угловых координат цели производится путем совмещения РСН с направлением на цель.

Система автоматического сопровождения по направлению с коническим сканированием диаграммы направленности. В рассматриваемой системе (рис. 5.31) автосопровождение осуществляется равносигнальным методом при коническом развертывании диаграммы направленности.

Коническое развертывание достигается вращением с постоянной скоростью $\omega_{ск}$ облучателя (вынесен из фокуса параболического зеркала) с помощью двигателя конического развертывания (ДКР) или вращением отражателя вокруг оси, которая не совпадает с осью симметрии диаграммы направленности игольчатого типа. В результате максимум диаграммы, смещенный относительно линии oo_1 на угол Ψ_0, вращается со скоростью $\omega_{ск}$, образуя коническую поверхность, основанием которой является окружность, описываемая точкой A. При совпадении направления на цель с осью конуса (oo_1) сигналы, отраженные от цели, на выходе приемника будут иметь постоянную амплитуду. Это направление называется равносигнальным (РСН).

При отклонении цели от РСН на угол $\Delta\Theta$ амплитуда отраженных импульсов будет модулироваться по гармоническому закону с частотой $\omega_{ск}$, и напряжение на выходе приемника

$$u_{пр} = U_0 к \left[1 + m \sin(\omega_{ск} t - \Phi)\right], \qquad (5.52)$$

где U_0 — амплитуда импульсов на выходе приемного устройства при нахождении цели на РСН (рассогласование отсутствует);

$к$ — коэффициент усиления приемника;

m — коэффициент модуляции;

Φ — угол фазирования (начальная фаза).

При этом глубина модуляции

$$m = K_m \Delta\Theta = \frac{\dot{F}(\psi_0)}{F(\psi_0)} \Delta\Theta, \qquad (5.53)$$

где K_m — коэффициент, характеризующий крутизну диаграммы направленности в точке пересечения с равносигнальным направлением;

$F(\psi_0)$ — уровень диаграммы направленности в точке пересечения с РСН;

$\dot{F}(\psi_0)$ — первая производная диаграммы направленности в точке пересечения с РСН.

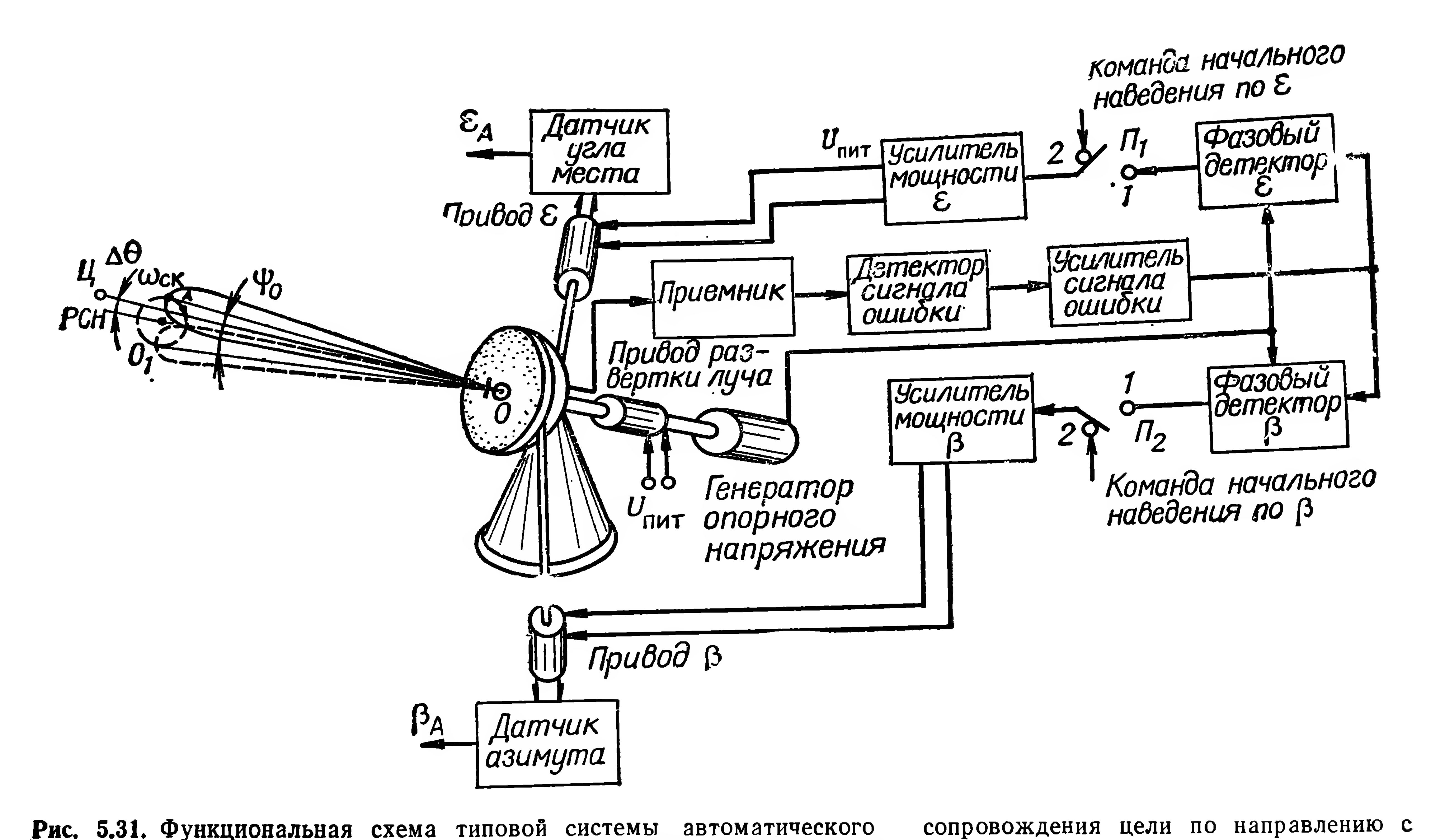


Рис. 5.31. Функциональная схема типовой системы автоматического сопровождения цели по направлению с коническим сканированием

Из выражения (5.52) следует, что напряжение огибающей сигнала на выходе приемника зависит как от амплитуды импульсов при нахождении цели на РСН, так и от величины угла рассогласования $\Delta\Theta$, а начальная фаза Φ огибающей амплитуд импульсов соответствует направлению этого отклонения.

Автоматическое измерение текущих координат осуществляется за счет непрерывного совмещения равносигнального направления с направлением на цель. Чтобы цель оказалась на РСН, необходимо ось вращения антенны повернуть в горизонтальной плоскости на угол $\Delta\Theta_\beta$, а в вертикальной — на угол $\Delta\Theta_\varepsilon$, т. е. система АСН должна иметь два канала слежения — по азимуту и углу места.

Управление угловым положением антенны производится следящей системой, состоящей, как ранее отмечалось, из пеленгационного и отрабатывающего устройств.

Пеленгационное устройство обеспечивает непрерывное определение угла рассогласования и преобразование его в напряжение сигнала ошибки u_ω с последующим разделением его на два управляющих напряжения каналов отрабатывающего устройства — $u_{\text{упр}\,\beta}$ и $u_{\text{упр}\,\varepsilon}$, пропорциональных соответственно $\Delta\Theta_\beta$ и $\Delta\Theta_\varepsilon$.

Пеленгационное устройство состоит из антенны, приемника и оконечного устройства, в которое входят детектор сигнала ошибки, усилитель сигнала ошибки и фазовые детекторы азимутального (ФД_β) и угломестного (ФД_ε) каналов.

Исполнительное устройство имеет два идентичных канала — азимутальный и угломестный, каждый из которых обеспечивает управление положением антенны, а следовательно, и РСН соответственно по азимуту и углу места.

Каждый из каналов исполнительного устройства состоит из усилителя мощности, исполнительного двигателя и корректирующей цепи отрицательной обратной связи.

Для предварительного наведения РСН на цель переключатели $П_1$ и $П_2$ переводятся в положение *2* (система разомкнута), и на вход усилителей мощности подаются команды начального наведения (см. рис. 5.31).

После предварительного наведения РСН на цель переключатели $П_1$ и $П_2$ переводятся в положение *1* (система замкнута). Сигналы цели, принятые антенной, подаются на приемное устройство.

Преимуществом системы автоматического сопровождения цели по направлению с коническим сканированием луча является сравнительная простота конструкции пеленгатора. В частности, для пеленгации цели в двух взаимно перпендикулярных плоскостях достаточно в состав пеленгатора включить всего одну антенну и один приемник. Однако рас-

сматриваемой системе присущи и существенные недостатки:

во-первых, в связи с тем что сравнение сигналов осуществляется за конечный промежуток времени, изменение интенсивности сигнала от одного полупериода модуляции к другому приводит к образованию разностного сигнала, не связанного с угловым отклонением цели от РСН, т. е. появляется ошибка пеленгования;

во-вторых, пеленгаторы обладают низкой помехозащищенностью по отношению к амплитудно-модулированным помехам, частота модуляции которых совпадает с частотой сканирования. Такая помеха может полностью нарушить работу системы сопровождения.

Указанных недостатков лишены следящие системы по направлению с мгновенным сравнением сигналов. В одних из них используются пеленгаторы с логарифмическими приемниками, в других — пеленгаторы с суммарно-разностной обработкой сигнала на высокой частоте. Наиболее совершенными являются системы АСН, имеющие пеленгаторы с суммарно-разностной обработкой сигнала на высокой частоте. Остановимся на характеристике этих систем.

Система сопровождения цели с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигнала включает пеленгатор и отрабатывающее устройство (рис. 5.32). В свою очередь пеленгатор состоит из двух каналов — суммарного (опорного) и канала сигнала ошибки по углу места.

Антенная система пеленгатора состоит из параболического рефлектора и двух вибраторов A_1 и A_2, расположенных симметрично относительно оси рефлектора $ox_к$. Вибраторы A_1 и A_2 совместно с рефлектором формируют диаграммы направленности, максимумы которых смещены относительно линии, проходящей через точку их взаимного пересечения, на угол Ψ_0.

Напряжения u_1 и u_2 с выходов вибраторов A_1 и A_2 поступают на устройство формирования высокочастотного суммарного (опорного) и разностного сигналов. В качестве такого устройства могут применяться высокочастотные двойные волноводные тройники, гибридные или щелевые мосты. В результате взаимодействия сигналов u_1 и u_2 на выходе, например, двойного волноводного тройника *ДВТ* образуются суммарный U_Σ и разностный $U_{\Delta\varepsilon}$ сигналы высокой частоты.

Допустим, что цель отклонилась от оси $ox_к$ в вертикальной плоскости на угол $\Delta\Theta_\varepsilon$. Тогда сигналы u_1 и u_2 на выходе первого и второго вибраторов будут соответственно равны:

$$u_1 = U_A F(\psi_0 + \Delta\Theta_\varepsilon) \sin \omega t;$$
$$u_2 = U_A F(\psi_0 - \Delta\Theta_\varepsilon) \sin \omega t,$$

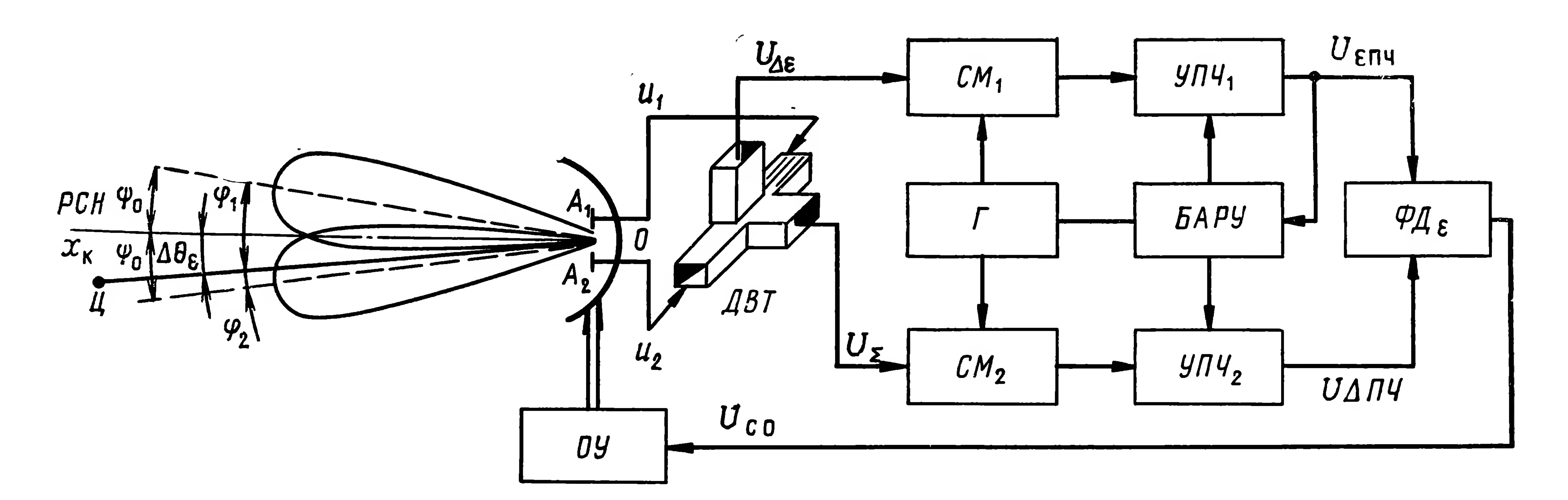


Рис. 5.32. Функциональная схема типовой системы сопровождения цели по направлению с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов (один канал):

ДВТ — двойной волноводный тройник; *ФД* — фазовый детектор; $СМ_1$, $СМ_2$ — смесители; *Г* — гетеродин; $УПЧ_1$, $УПЧ_2$ — усилители промежуточной частоты; *ОУ* — отрабатывающее устройство

где U_A — амплитуда сигнала на выходе антенны при нахождении цели в направлении максимума диаграммы направленности;

$F(\Psi_0 \pm \Delta\Theta)$ — нормированная диаграмма направленности антенны.

При малых отклонениях цели от равносигнального направления, когда выполняется условие $\Delta\Theta_в \ll \psi_0$, функцию $F(\Psi_0 \pm \Delta\Theta)$ можно разложить в степенной ряд и ограничиться первыми членами ряда. После преобразований окончательно получим:

$$u_1 = U_A F(\psi_0)\,[1 + K_m \Delta\Theta_в]\sin\omega t; \qquad (5.54)$$

$$u_2 = U_A F(\psi_0)\,[1 - K_m \Delta\Theta_в]\sin\omega t, \qquad (5.55)$$

где $F(\Psi_0)$ — значение нормированной диаграммы направленности в точке пересечения диаграмм антенн A_1 и A_2;

K_m — крутизна пеленгационной характеристики.

Из выражений (5.54) и (5.55) следует, что суммарное и разностное напряжения на выходе двойного волноводного тройника будут равны:

$$U_\Sigma = u_1 + u_2 = 2U_A F(\psi_0)\sin\omega t; \qquad (5.56)$$

$$U_в = u_1 + u_2 = 2U_A F(\psi_0)\,K_m \Delta\Theta_в \sin\omega t. \qquad (5.57)$$

Анализ выражений (5.56) и (5.57) показывает, что амплитуда суммарного сигнала не зависит от отклонения цели от равносигнального направления и соответствует сумме двух диаграмм, формируемых рефлектором и вибраторами A_1 и A_2 (рис. 5.33, *а*), а разностный сигнал соответствует разности диаграмм, формируемых вибраторами A_1 и A_2 (рис. 5.33, *б*).

Сигнал $U_{\Delta в}$ несет информацию о величине отклонения цели относительно равносигнального направления, так как амплитуда этого сигнала зависит от величины углового отклонения цели $\Delta\Theta_в$.

Сопоставление рис. 5.31 и 5.32 показывает, что в суммарной диаграмме направление максимума совпадает с осью $ox_к$ параболоида, а в разностной ось $ox_к$ является направлением нулевого приема (равносигнальным направлением).

В связи с тем что в области малых $\Delta\Theta_в$ амплитуда сигнала не зависит от величины U_Σ, то его целесообразно использовать в качестве опорного сигнала, а после дальнейшей обработки — для индикации и сопровождения цели по дальности.

С выхода двойного волноводного тройника суммарный и разностный сигналы высокой частоты поступают на двухканальный супергетеродинный приемник, в котором смеситель $СМ_1$ и усилитель промежуточной частоты $УПЧ_1$ образуют

суммарный канал, а смеситель CM_2 и усилитель промежуточной частоты $УПЧ_2$ — канал формирования сигнала ошибки в угломестной плоскости.

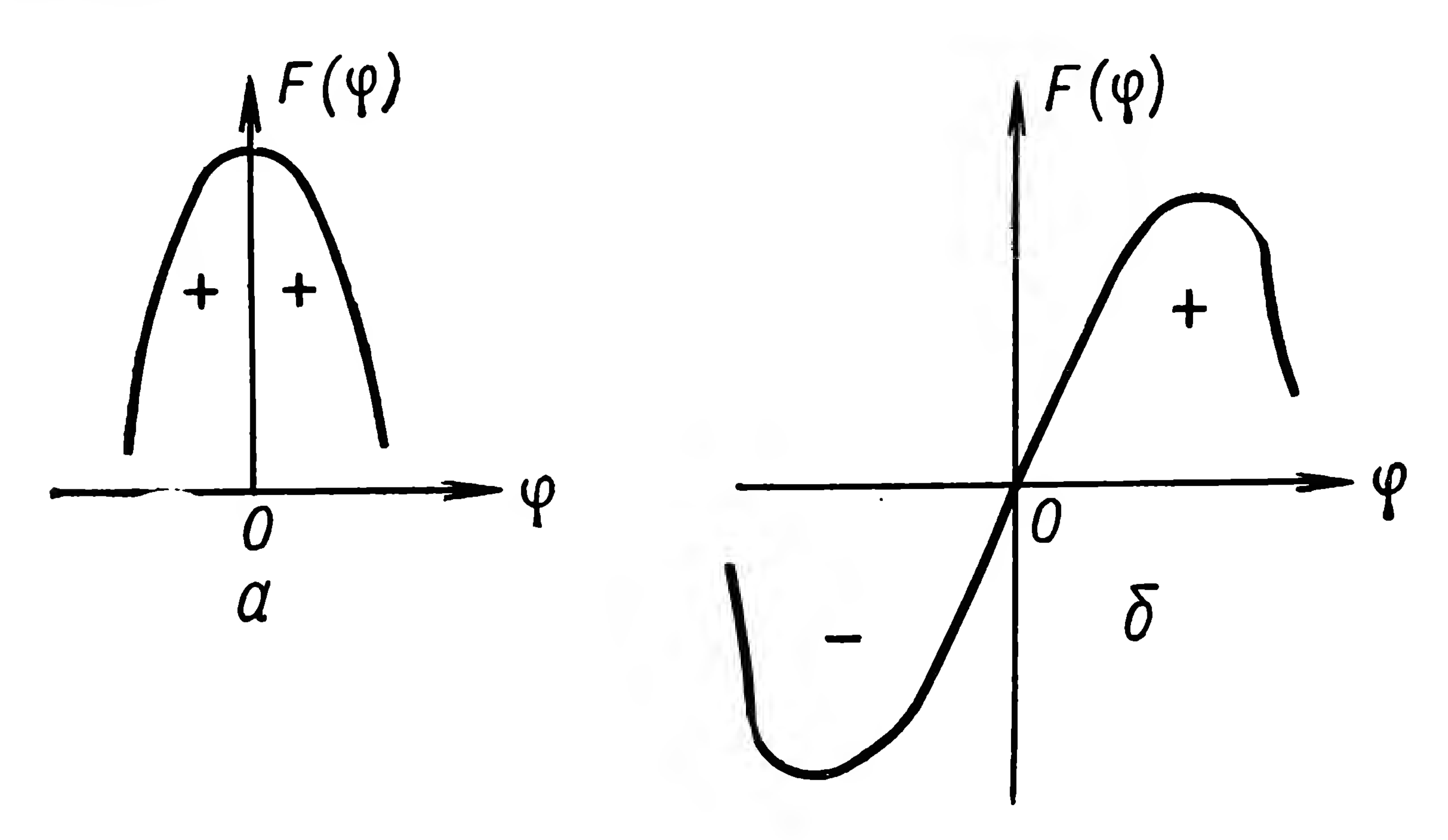


Рис. 5.33. Диаграммы напряжений сигналов суммарного (*а*) и разностного (*б*) каналов системы АСН с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов

Общими элементами для обоих каналов являются гетеродин и схема АРУ.

Суммарный и разностный сигналы поступают на соответствующие смесители, на которые одновременно подается напряжение от общего гетеродина.

После преобразования и усиления сигналов на выходе усилителей получим:

$$U_{\Sigma\,пч} = 2U_{А}F(\psi_0)\,K_{СМ\,1}K_{УПЧ\,1}\sin\omega_{пч}t; \qquad (5.58)$$

$$U_{\Delta\,пч} = 2U_{А}F(\psi_0)\,K_m K_{СМ\,2}K_{УПЧ\,2}\sin\omega_{пч}t, \qquad (5.59)$$

где $\omega_{пч}$ — промежуточная частота;

$K_{СМ\,1}$, $K_{СМ\,2}$ — коэффициенты передачи смесителей;

$K_{УПЧ\,1}$, $K_{УПЧ\,2}$ — коэффициенты усиления усилителей промежуточной частоты.

Из выражений (5.58) и (5.59) видно, что амплитуда как суммарного, так и разностного сигнала зависит от мощности принимаемого сигнала. Это приводит к нестабильности коэффициента передачи системы слежения по направлению. Для исключения этого влияния коэффициенты усиления суммарного и разностного каналов изменяются обратно пропорционально интенсивности суммарного сигнала с помощью схемы быстродействующей автоматической регулировки усиления (БАРУ), работающей по выходному сигналу промежуточной частоты суммарного канала. Схема БАРУ осуществляет нор-

мировку принятых и усиленных сигналов по отношению к амплитуде суммарного сигнала. Быстродействие системы БАРУ в пеленгаторах с мгновенным сравнением сигналов должно быть большим, так как сравнение амплитуд ведется по каждому импульсу.

Для формирования сигнала ошибки напряжения промежуточной частоты суммарного и разностного каналов подаются на фазовый детектор. В результате перемножения напряжений $U_{\Sigma\,пч}$ и $U_{\Delta\varepsilon\,пч}$ в фазовом детекторе и усреднения на фильтре на выходе канала формирования сигнала ошибки в угломестной плоскости получим

$$U_{со}=\overline{U_{\Sigma\,пч}U_{\Delta\,пч}}=2U_A^2F^2(\psi_0)\,K_{СМ}^2K_{УПЧ}^2K_mK_{ФД}\Delta\Theta_\varepsilon, \quad (5.60)$$

где $K_{ФД}$ — коэффициент преобразования фазового детектора.

Таким образом, с выхода разностного канала снимается напряжение сигнала ошибки, которое пропорционально углу отклонения цели от равносигнального направления, а его полярность указывает направление отклонения. Кроме того, из выражения (5.60) следует, что существенным преимуществом амплитудных пеленгаторов с суммарно-разностной обработкой сигнала является независимость положения равносигнального направления от изменения амплитуды сигналов и коэффициента усиления каналов.

Действительно, выходное напряжение пеленгатора пропорционально среднему значению произведения выходных напряжений $U_{\Sigma\,пч}$ и $U_{\Delta\,пч}$ и всегда равно нулю при $\Delta\Theta_\varepsilon=0$, т. е. неидентичность коэффициентов передачи суммарного и разностного каналов влияет только на крутизну пеленгационной характеристики и не оказывает влияния на положение равносигнального направления.

В системе сопровождения цели по направлению в двух плоскостях в раскрыве зеркала необходимо устанавливать вместо двух облучателей четыре симметричных, вместо одного высокочастотного волноводного моста (устройства вычитания и сложения на высокой частоте) — четыре, а также вводить в состав системы еще один разностный канал.

Недостатками рассматриваемой системы по сравнению с системой сопровождения по направлению с коническим сканированием луча являются сравнительная сложность аппаратуры и высокие требования к настройке высокочастотного тракта.

Системы измерения угловых координат цели с обзором. Предположим, что система определяет азимут цели по временно́му запаздыванию центра тяжести пачки видеосигналов относительно некоторого опорного импульса (аналогичный метод можно использовать и для определения угла места цели). Луч антенны, узкий в азимутальной плоскости, вращается с постоянной угловой скоростью $\omega_{ск}$ при периоде ска-

нирования $T_{ск}$ (рис. 5.34, *а*) в пределах сектора сканирования *MN*, при этом углы $\beta_{ц\,1}$, $\beta_{ц\,2}$, $\beta_{ц\,3}$, под которыми находятся цели $Ц_1$, $Ц_2$, $Ц_3$ по отношению к начальному положению *OM*, будут пропорциональны временны́м интервалам $t_{з\,1}$, $t_{з\,2}$, $t_{з\,3}$, отсчитанным от начала периода сканирования до момента прохождения максимумом диаграммы направления на цель, т. е.

$$\beta_{ц\,1} = \omega_{ск} t_{з\,1}; \quad \beta_{ц\,2} = \omega_{ск} t_{з\,2}; \quad \beta_{ц\,3} = \omega_{ск} t_{з\,3}.$$

В связи с тем что угловые размеры луча могут составлять несколько градусов, на выходе приемника от каждой цели появится не один импульс, а пачка импульсов. Точность определения угловых координат зависит от точности измерения $t_{з\,1}$, $t_{з\,2}$, $t_{з\,3}$ (рис. 5.34, *б*), т. е. от точности регистрации середины (центра тяжести) пачки импульсов.

Измерение времени запаздывания середины пачки видеоимпульсов относительно опорного импульса может осуществляться, например, с помощью временны́х дискриминаторов или цифровых вычислительных машин (ЦВМ).

Система сопровождения цели по угловым координатам в первом случае во многом аналогична системе сопровождения цели по дальности. Отличие заключается в том, что сопровождение ведется не по положению центра тяжести одного импульса, а по центру тяжести пачки отраженных импульсов, при этом стробы сопровождения перекрывают пачку импульсов (рис. 5.34, *в*) и сигнал ошибки будет пропорционален рассогласованию между центром тяжести и осью симметрии стробов сопровождения.

В качестве примера рассмотрим работу системы определения угловых координат, когда для обработки пачки импульсов и измерения временны́х интервалов $t_{з\,1}$, $t_{з\,2}$, $t_{з\,3}$, характеризующих значения угловых координат целей, используется ЦВМ.

В состав системы (рис. 5.35) входят датчик текущей угловой координаты *ДТК*, блок обработки сигнала *БОС* и вычислитель угловых координат *ВУК*, сопрягаемый с ЦВМ.

Пачка импульсов, отраженных от цели, после усиления и преобразования в приемнике поступает в блок обработки сигнала, где по заранее выбранной логике определяются границы принимаемой пачки и вырабатываются два импульса, поступающие в *ВУК*. Один из них фиксирует момент начала ($u_н$), другой — конец пачки импульсов ($u_к$).

Вместе с импульсами $u_н$ и $u_к$ в *ВУК* с *ДТК* непрерывно вводится текущая угловая координата оси антенны, выраженная числом импульсов, пропорциональных углу поворота антенны.

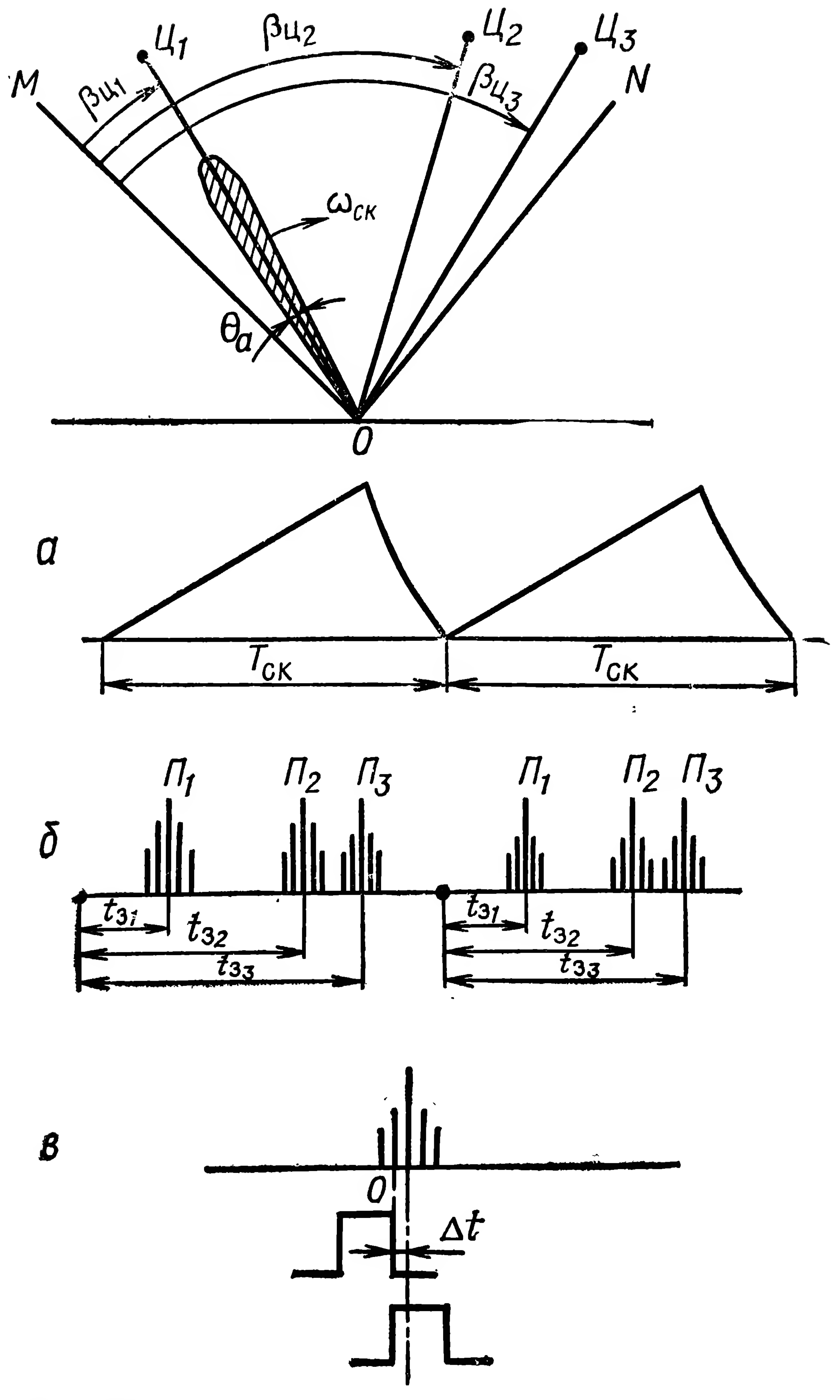


Рис. 5.34. Принцип автоматического определения угловых координат с обзором:

а — закон сканирования; *б* — форма пачек импульсов цели; *в* — совмещение стробов сопровождения с пачкой импульсов цели

На основании этих данных определяются угловые координаты начала $\varphi_н$ и конца $\varphi_к$ пачки импульсов. Измеренное значение угловой координаты цели определяется из соотношения

$$\varphi_ц = \frac{\varphi_н + \varphi_к}{2} \qquad (5.61)$$

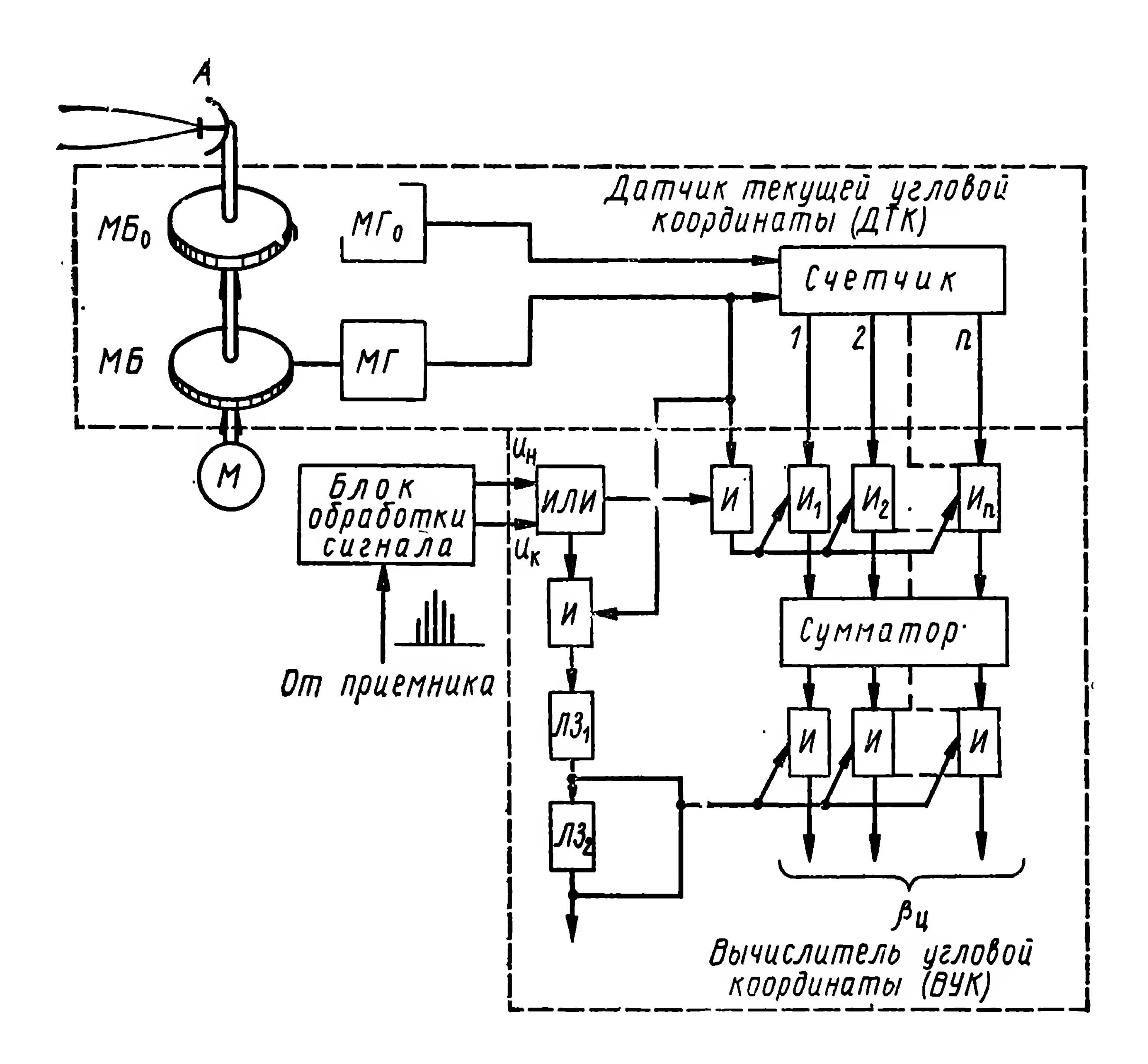


Рис. 5.35. Функциональная схема цифровой системы автоматического определения угловых координат с одновременным обзором

и представляется количеством импульсов между нулевым импульсом и импульсом $\varphi_ц$.

Эта информация вводится в память ЦВМ, где хранится до получения очередной пачки импульсов от сопровождаемой цели и используется для решения задач стрельбы.

Количество целей, координаты которых измеряются одновременно, определяется объемом памяти ЦВМ.

Блок обработки сигнала состоит из генератора стандартных импульсов, анализатора соответствия критерию n из m импульсов и устройства выработки импульсов начала $u_н$ и конца $u_к$ пачки. Всякий раз когда напряжение с выхода приемника u_1 превышает некоторый установленный порог, генератор стандартных импульсов вырабатывает импульс u_2. Сформированные генератором импульсы постоянной ампли-

туды и длительности подаются на анализатор соответствия критерию *n* из *m*.

Для конкретности примем, что реализуется критерий *2* из *3*. В этом случае анализатор вырабатывает выходной импульс, соответствующий началу пачки импульсов, если за три последовательных периода повторения с выхода генератора стандартных импульсов поступило два импульса (логика *2* из *3*). Если же за три последовательных периода только один импульс превысил установленный порог, то он считается ложным.

Датчик текущей угловой координаты в рассматриваемой схеме состоит из магнитного барабана и счетчика. На сопряженный с антенной системой магнитный барабан *МБ* равномерно нанесены магнитные риски.

При вращении антенны в считывающей магнитной головке *МГ* наводятся импульсы, число которых пропорционально углу поворота вала антенны. Эти импульсы поступают на счетчик. Для фиксации начала отсчета используется магнитный барабан $МБ_0$, на поверхность которого нанесена единственная риска 0. Магнитная головка $МГ_0$, считывающая нулевой импульс, соединена с шиной установки нуля счетчика, который начинает отсчет при прохождении магнитной риски 0 магнитного барабана $МБ_0$ под считывающей магнитной головкой $МГ_0$.

В результате в счетчике фиксируется число импульсов, пропорциональное углу поворота антенны, отсчитываемое с момента поступления первого импульса.

Вычислитель угловой координаты обеспечивает непосредственное измерение угловых координат целей, находящихся в зоне обзора визира. При поступлении на *ВУК* импульса $u_н$ через схемы *И* происходит поразрядное считывание числа импульсов, отсчитанных до начала пачки на накапливающем регистре (сумматоре), а при подаче импульса $u_к$ — считывание числа импульсов, отсчитываемых от начала отсчета до момента окончания пачки. В сумматоре осуществляется их суммирование и деление на два. Деление производится сдвигом суммы на один разряд в сторону младших разрядов.

С выхода сумматора полученное число импульсов, соответствующее измеренной угловой координате цели, поразрядно считывается на схему распределения, откуда подается в ячейки памяти ЦВМ.

Для съема данных с сумматора в ячейки памяти ЦВМ подается импульс считывания, предварительно задержанный в линии задержки $ЛЗ_1$. После съема данных осуществляется сброс сумматора под действием импульса сброса, который формируется из импульса считывания путем его задержки в линии задержки $ЛЗ_2$, и *ВУК* оказывается подготовленным к вычислению угловой координаты очередной цели.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ЦЕЛИ ПО СКОРОСТИ сводится к автоматическому слежению за изменением частоты Доплера в отраженном сигнале.

Измерение частоты заключается в преобразовании $f_{отр}$ в сигнал, который может быть непосредственно подан в вычислительное или индикаторное устройства.

Системы автоматического слежения за частотой (скоростью) подразделяются на частотные и фазовые. В частотных системах в качестве измерительного элемента используется частотный, а в фазовых — фазовый дискриминатор. Могут применяться и комбинированные частотно-фазовые следящие системы.

В соответствии с используемыми элементами системы слежения по частоте могут быть аналогового или цифрового типа.

Частотная система автоматического сопровождения цели по скорости (рис. 5.36) состоит из смесителя, полосового усилителя, частотного дискриминатора, промежуточного элемента, управляющего элемента и перестраиваемого по частоте генератора. Напряжение сигнала $u_с$, частота которого равна $f_0 \pm F_Д$, поступает на вход смесителя. На другой вход смесителя подается сигнал перестраиваемого генератора $u_{пг}$, частота которого равна $f_{пг}$.

В результате взаимодействия колебаний принимаемого сигнала с напряжением перестраиваемого генератора формируется сигнал разностной частоты $f_р = f_с - f_{пг}$, выделяемый полосовым усилителем, частота настройки которого равна некоторой частоте $f_{эт}$.

С выхода полосового усилителя сигнал поступает на **частотный дискриминатор**, который настраивается на ту же частоту $f_{эт}$, что и усилитель, равную

$$f_{эт} = f_0 - f_{пг\,н},$$

где $f_{пг\,н}$ — номинальное значение частоты перестраиваемого генератора.

В этом случае выходное напряжение частотного дискриминатора $u_{чд}$ будет пропорционально отклонению разности частот принимаемого сигнала и перестраиваемого генератора от частоты $f_{эт}$, т. е. будет зависеть от

$$(f_с - f_{пг}) - f_{эт} = f_0 + F_Д - f_{пг\,н} + F_{Д\,пр} - f_{эт} = \pm \Delta F_Д, \quad (5.62)$$

где $F_{Д\,пр}$ — изменение частоты перестраиваемого генератора относительно номинальной;

$\Delta F_Д$ — отклонение разностной частоты принимаемого сигнала и перестраиваемого генератора от частоты настройки частотного дискриминатора.

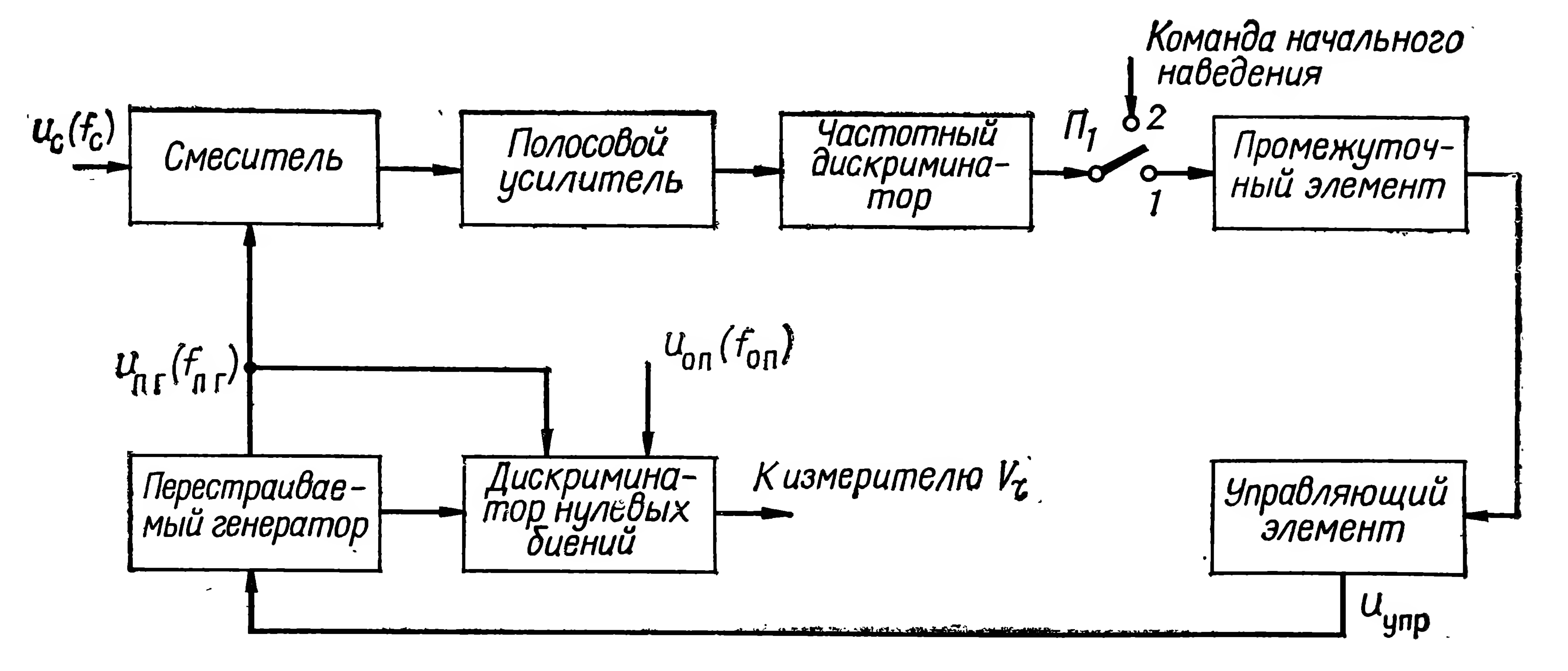


Рис. 5.36. Типовая функциональная схема частотной системы автоматического сопровождения цели по скорости

Преобразовательные свойства частотного дискриминатора, используемого в рассматриваемой системе, выражаются уравнением вида

$$U_{чд} = K_{чд}\,[(f_с - f_{пг}) - f_{эт}] = K_{чд}\Delta F_Д, \qquad (5.63)$$

где $K_{чд}$ — коэффициент передачи частотного дискриминатора.

В общем случае $K_{чд}$, а следовательно, и $u_{чд}$ зависят не только от преобразовательных свойств собственно дискриминатора, но и от амплитуды сигнала. Чтобы обеспечить стабильность $K_{чд}$, сигнал, подаваемый на вход частотного дискриминатора, ограничивается по амплитуде или поддерживается постоянным системой АРУ.

Важным является обеспечение стабильности приборной частоты $f_{эт}$, так как нестабильность этого параметра приводит к росту ошибок сопровождения по скорости.

При подаче $u_{чд}$ на фильтр нижних частот формируется напряжение сигнала ошибки $u_{со}$, величина которого зависит от $\Delta F_Д$, а знак — от направления отклонения разности частот $\Delta F_Д$.

Напряжение $u_{со}$ подается на промежуточный элемент, представляющий собой электронный интегратор с корректирующими цепями, который обеспечивает требуемый порядок астатизма и необходимые динамические качества системы.

С выхода промежуточного элемента напряжение $u_{упр}$ подается на **управляющий элемент** *УЭ* перестраиваемого генератора. Управляющие элементы могут быть электронные, механические и электронно-механические.

Электронные *УЭ* осуществляют изменение частоты электронным способом. К ним относятся реактивные лампы, управляемые емкости и индуктивности (полупроводниковые конденсаторы, вариконды, ферровариометры).

Механические *УЭ* осуществляют коррекцию частоты путем механического изменения параметров контура перестраиваемого генератора *ПГ*.

В электронно-механических управляющих элементах сочетаются электронные и механические управляющие элементы. В связи с малым быстродействием системы с управляющими элементами механического и электронно-механического типа применение их в системах сопровождения по скорости оказывается недостаточно эффективным, поэтому предпочтение отдается *УЭ* электронного типа.

Управляющий элемент под действием управляемого напряжения изменяет частоту *ПГ* на величину, равную

$$F_{Д\,пр} = S_у u_{упр},$$

где $S_у$ — крутизна суммарной статической характеристики *УЭ* и *ПГ*. Зависимость $f_{пг} = f(u_{упр})$ показана на рис. 5.37.

За крутизну характеристики *УЭ* и *ПГ* принимается крутизна ее линейной части, которая находится из выражения

$$S_у = \frac{2\pi d\,(F_{Д\,пр})}{du_{упр}}.$$

Изменение частоты перестраиваемого генератора в зависимости от величины $u_{упр}$ оценивается по суммарной статической характеристике *УЭ* и *ПГ*, так как нас интересует не

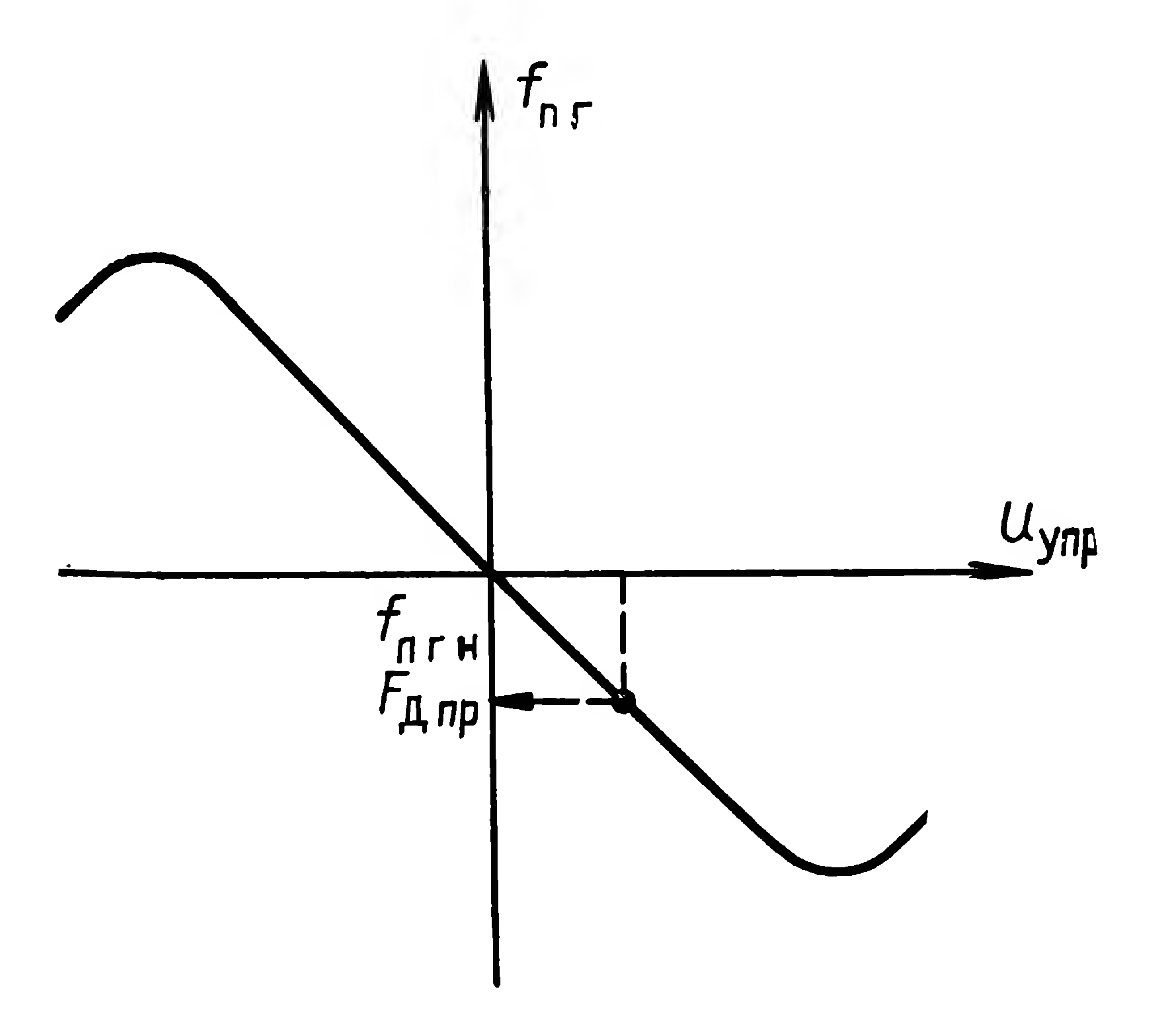


Рис. 5.37. Суммарная статическая характеристика управляющего элемента и перестраиваемого гетеродина

величина индуктивности или емкости, вносимых управляющим элементом в перестраиваемый генератор, а отклонение частоты *ПГ* от начальной.

Это объясняется тем, что одна и та же величина реактивности, вносимой *УЭ*, приводит к различным изменениям частоты отличных друг от друга перестраиваемых генераторов.

В результате подачи на *УЭ* напряжения $u_{упр}$ частота перестраиваемого генератора изменяется до тех пор, пока не выполнится условие $\Delta F_Д = F_{Д\,пр} - F_Д = 0$, т. е. $F_{Д\,пр} = F_Д$. В этом случае

$$f_с - f_{пг} = f_{эт}. \tag{5.64}$$

Таким образом, система обеспечивает автоматическое слежение цели по частоте Доплера.

Чтобы обеспечить не только сопровождение цели по частоте Доплера, но и измерение этой частоты, напряжение

с выхода перестраиваемого генератора поступает на вход дискриминатора нулевых биений *ДНБ*.

Дискриминатор нулевых биений в отличие от частотных дискриминаторов с расстроенными контурами при точной стабилизации частоты опорного генератора f_o вырабатывает напряжение $u_{чд}$ в виде постоянного напряжения, величина которого пропорциональна разности частот перестраиваемого и опорного генераторов.

Принципиально новым по сравнению с другими типами частотных дискриминаторов в *ДНБ* является техническое решение в определении знака расстройки частоты перестраиваемого генератора относительно опорного.

Для предварительного наведения следящей системы на цель переключатель $П_1$ переводится в положение *2*, и на вход промежуточного элемента подается напряжение команды начального наведения. После предварительного наведения переключатель переводится в положение *1*, и система обеспечивает автоматическое слежение и измерение радиальной составляющей скорости цели.

Благодаря непрерывному слежению по скорости дискриминатор нулевых биений вырабатывает напряжение, пропорциональное текущему значению радиальной скорости только сопровождаемой цели, так как для остальных целей, находящихся в зоне обзора визира, не выполняется условие $f_с - f_{пг} = f_{эт}$. Поэтому сигналы от этих целей не проходят через полосовой фильтр на вход частотного дискриминатора, т. е. система осуществляет селекцию целей по радиальной скорости.

Фазовая система автоматического сопровождения цели по скорости. Отличительной особенностью этой системы является то, что измерительным элементом, позволяющим различать колебания двух сравниваемых частот (принимаемого сигнала $f_с$ и перестраиваемого генератора $f_{пг}$), является **фазовый детектор ФД.**

В фазовой системе (рис. 5.38) сигнал, отраженный от цели, частота которого равна $f_с$, поступает на один из входов смесителя СМ, а на другой вход его подается сигнал частоты $f_{пг}$ с выхода управляемого (перестраиваемого) по частоте генератора. Сигнал разностной частоты $f_р = f_с - f_{пг}$ подается на усилитель промежуточной частоты и далее на вход фазового детектора.

Усилитель промежуточной частоты и опорный генератор ОГ, напряжение которого подается на второй вход фазового детектора, настроены на частоту $f_{оп} = f_0 - f_{пг\,н}$, где f_0 — частота принимаемого сигнала при условии, что частота Доплера равна нулю.

Выходное напряжение фазового детектора

$$u_{фд} = K_{фд} U_с \sin\varphi, \quad (5.65)$$

где $K_{ФД}$ — коэффициент преобразования фазового детектора;
$U_с$ — амплитуда напряжения принимаемого сигнала;
φ — разность фаз между колебаниями разностного сигнала и опорного генератора.

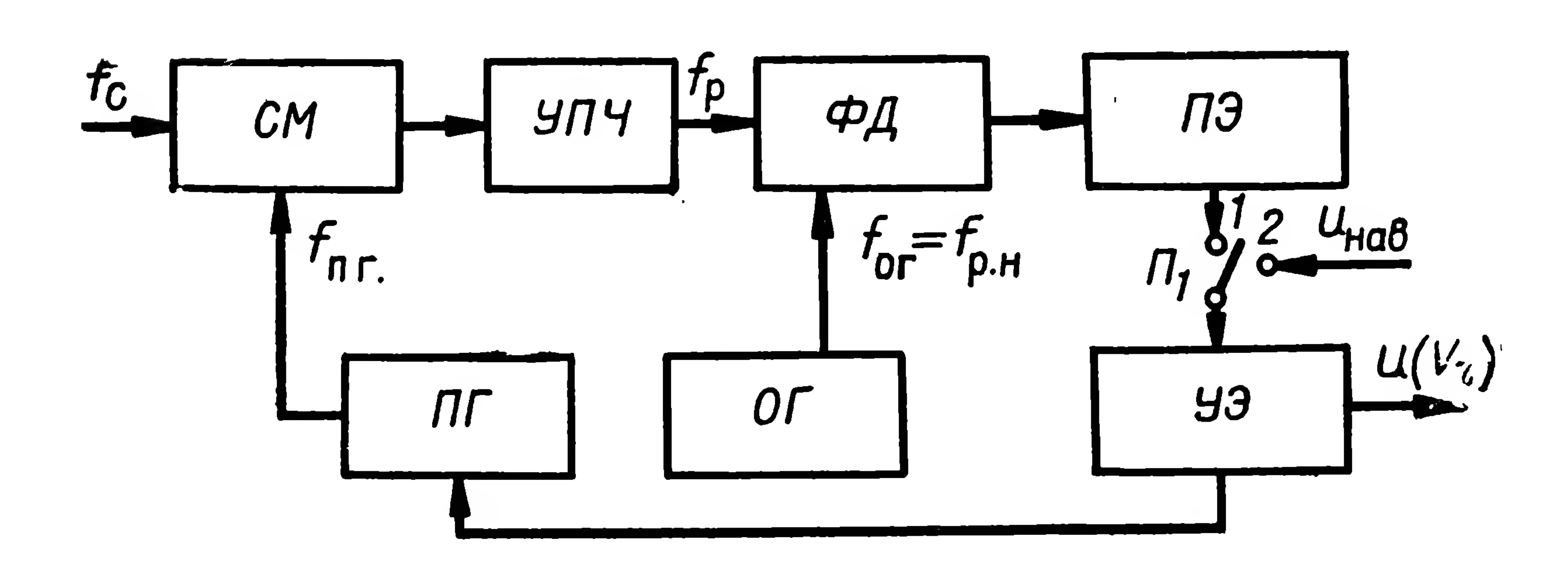


Рис. 5.38. Типовая функциональная схема фазовой системы сопровождения по скорости

Статическая характеристика фазового детектора, построенная в соответствии с выражением (5.65), показана на рис. 5.39.

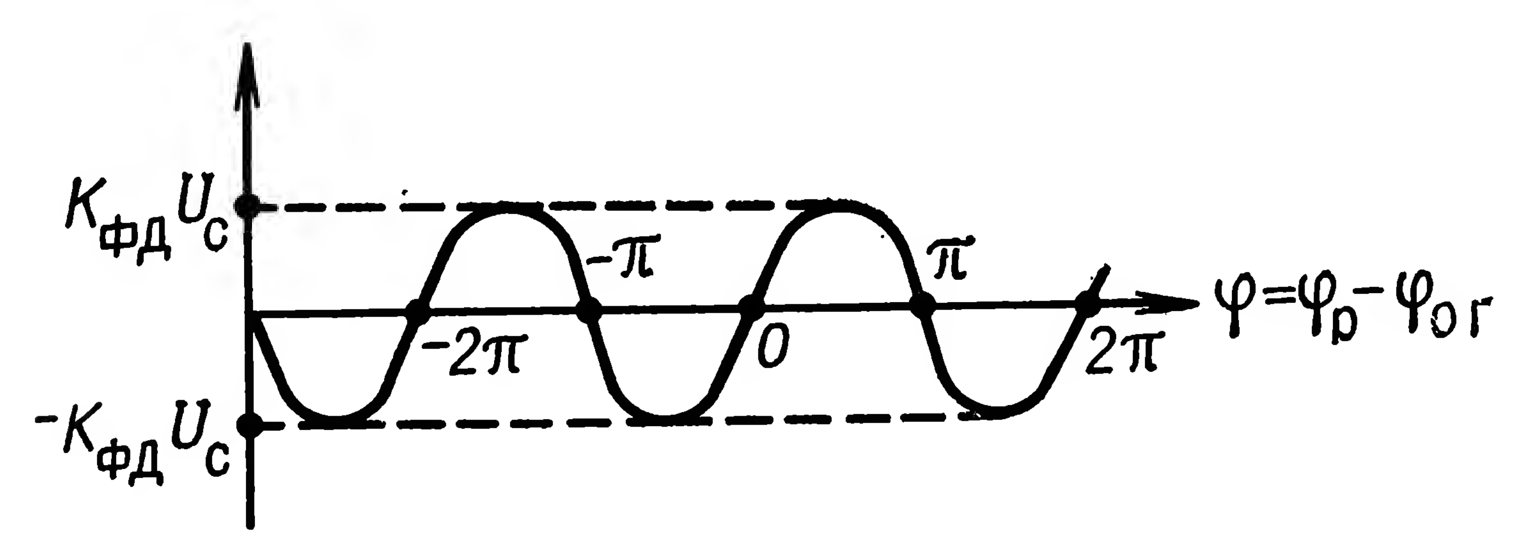


Рис. 5.39. Статическая характеристика фазового детектора

В свою очередь разность фаз φ находится как интеграл разности частот колебаний разностного и опорного сигналов, т. е.

$$\varphi = 2\pi\int_0^t (f_р - f_{оп})\,dt = 2\pi\int_0^t \Delta F_Д dt. \qquad (5.66)$$

С выхода ФД напряжение $u_{ФД}$ поступает на промежуточный элемент и далее на управляющий элемент. Промежуточный элемент и УЭ выполняют те же функции, что и аналогичные элементы в частотной системе сопровождения по скорости.

Выходное напряжение УЭ воздействует на регулируемый элемент ПГ, изменяя частоту генератора $f_{пг}$ так, чтобы раз

ностная частота $f_р$ стала равной $f_{р.н}$, а следовательно, $\Delta F_д$ стала равной нулю.

В фазовых системах возможна подстройка частоты ПГ с помощью мотора, управляемого сигналом фазового рассогласования. Вследствие инерционности мотора целесообразнее включение моторной и электронной подстройки. В этом случае быстрые изменения фазы и частоты отрабатываются электронной подстройкой, а моторная подстройка отрабатывает лишь статические рассогласования.

Статическая характеристика позволяет указать характерные особенности фазовой системы сопровождения по частоте Доплера, которые обусловлены типом используемого различителя.

Первая особенность заключается в том, что зависимость выходного напряжения $u_{фд}$ от разности фаз является периодической функцией. В результате этого следящая система имеет бесконечное число состояний равновесия, отличающихся по фазе на угол $\varphi=2\pi n$, где $n=0, 1, 2, 3, \ldots$.

В этой связи предварительное наведение такой системы должно осуществляться с точностью до одного периода частоты. В противном случае, если начальная расстройка больше одного периода частоты, но меньше полосы захвата системы, возможна работа системы с постоянной систематической ошибкой сопровождения по частоте.

Вторая особенность состоит в том, что в отличие от частотных систем выходное напряжение различителя пропорционально не разности частот $\Delta F_д$, а интегралу от этой разности. Так как управляющий элемент представляет собой интегратор, в целом следящая система по отношению к параметру $\Delta F_д$ оказывается системой с астатизмом второго порядка, для которой характерно равенство нулю динамических ошибок по измеряемому параметру и скорости его изменения.

Для фазовых систем характерна высокая помехозащищенность, так как имеется возможность ограничить полосу шума на входе ФД, приводящую к росту отношения сигнал/шум на входе ФД по сравнению с отношением сигнал/шум на входе следящей системы.

Рассматриваемую систему целесообразно использовать при малых отношениях сигнал/шум на ее входе и при широкой полосе пропускания приемного тракта, предшествующего следящей системе, когда предъявляются вместе с этим высокие требования к точности сопровождения.

Частотно-фазовая система сопровождения цели по скорости. Характерным для этой системы, в основу построения которой положена фазовая автоподстройка частоты, является ограниченность полосы захвата, которая значительно меньше полосы удержания. Это повышает помехоустойчивость систе-

мы по отношению к гармоническим помехам. Однако для следящих систем из-за малой полосы захвата, которая в ряде случаев может оказаться меньше остаточной ошибки наведения по частоте, трудно обеспечить как первоначальный захват сигнала, так и его захват в случае кратковременного пропадания в процессе сопровождения.

Чтобы обеспечить надежный захват сигнала на автосопровождение, необходимо, чтобы полоса захвата превышала величину первоначальной расстройки системы по частоте. С этой целью в состав следящей системы включают как канал фазовой автоподстройки частоты (ФАП), так и канал частотной автоподстройки (ЧАП). Канал ЧАП, имея полосу захвата, значительно превышающую полосу захвата канала ФАП, обеспечивает отработку больших начальных рассогласований по частоте до величины, не превышающей полосы захвата канала ФАП.

Таким образом, чтобы обеспечить эффективную работу на этапах наведения и автоматического сопровождения, можно использовать комбинированную частотно-фазовую систему сопровождения цели по скорости. Такие системы находят применение в зарубежных образцах систем сопровождения цели.

5.4. Индикаторные устройства

Назначение. Индикаторные устройства могут быть визуальными и акустическими (звуковыми). Визуальными называют такие индикаторы, в которых необходимая информация отображается на экранах различных типов. Это могут быть чаще всего индикаторы на электронно-лучевых трубках (ЭЛТ) или индикаторы на светотехнических и стрелочных приборах.

Акустические индикаторы представляют собой звуковоспроизводящие устройства, выдающие звуковые сигналы при определенных условиях боевой обстановки или характере протекающих процессов в основных элементах аппаратуры. Они не нашли широкого применения.

Индикаторы, выполняемые на электронно-лучевых трубках, позволяют отображать на экранах цели и ракеты, определять параметры их движения, получать дополнительную информацию, характеризующую ход протекания различных процессов, связанных с наведением ракет на цели. Все это приводит к применению разнообразных индикаторов, которые делятся на две большие группы — одномерные и двухмерные.

Одномерными называют такие индикаторы, которые позволяют определить одновременно одну координату (параметр) цели или нескольких целей. Это может быть, например, дальность или угловая координата. Значение координаты отсчитывается от условного начала (начала развертки)

до отметки, регистрирующей наличие сигнала цели (ракеты). В таких индикаторах создается линейная или кольцевая развертка электронного луча, на которой наличие сигнала цели представляется кратковременным выбросом электронного луча — амплитудной отметкой. Чаще всего такие индикаторы используются для определения дальности до сопровождаемых или наблюдаемых объектов.

Двухмерными называют такие индикаторы, которые позволяют одновременно измерять две координаты (два параметра) наблюдаемых объектов. Такими координатами могут быть, например, дальность и угловая координата, угол места и азимут объектов, дальность и высота. В двухмерных индикаторах создается так называемая растровая развертка, представляющая собой сочетание горизонтальных и вертикальных светящихся линий, создаваемых разверткой электронного луча ЭЛТ.

В индикаторах данного типа отображение сигналов целей, ракет и других объектов осуществляется яркостным методом. При поступлении сигнала от наблюдаемого объекта увеличивается яркость свечения экрана в определенном месте, соответствующем положению объекта в плоскости осей системы координат, в которой оценивается положение объекта в пространстве. В связи с этим такие индикаторы называют индикаторами с растровой разверткой и яркостной индикацией.

Зарубежные специалисты рассматривают возможность применения трехмерных индикаторов, которые позволяют измерять одновременно три координаты. Две из трех координат измеряются обычным способом, тогда как третья координата может быть определена по условному виду изображения отметки объекта.

Одномерные индикаторы. Используются в радиолокационных визирах для индикации объектов и измерения одной из их координат. К ним относят индикаторы с линейной и кольцевой развертками. Чаще такие индикаторы применяют для измерения дальности до объекта. Они выполняются на электронно-лучевых трубках.

Принципиальным недостатком одномерных индикаторов является нерациональное использование экрана ЭЛТ, что ограничивает их широкое применение.

Двухмерные индикаторы. Могут иметь радиально-круговую или растровую развертки. Первые из них чаще применяются в индикаторах кругового обзора, вторые — в индикаторах «Дальность — угол», «Угол — угол», «Дальность — скорость» и др.

Индикаторы кругового обзора (ИКО) устанавливаются в радиолокационных станциях обзора (в станциях обнаружения целей). Они могут работать в режиме кругового, кольцевого и секторного обзора.

В режиме кругового обзора создается радиально-круговая развертка, по направлению радиуса которой отсчитывается дальность, по окружности экрана — азимут цели. Находящиеся в пространстве обзора объекты отображаются в виде яркостных отметок в местах экрана, соответствующих направлению максимума излучения антенны.

Схемное построение и принцип работы индикаторов данного типа хорошо известны, поэтому ограничимся одним замечанием: их разрешающая способность по азимуту изменяется с изменением дальности цели. Так, при больших дальностях она выше, при меньших — ухудшается.

Индикаторы с растровой разверткой используются для индикации воздушной обстановки в плоскости дальность — азимут, дальность — угол места, дальность — скорость и др. Они обладают более высокой разрешающей способностью и точностью отсчета координат.

Индикаторы типа «Дальность — угол» применяются в визирах, осуществляющих обзор в некотором секторе по азимуту или углу места. Эти индикаторы имеют развертку растрового (телевизионного) типа и применяются в визирах с линейным пилообразным перемещением луча антенны.

На рис. 5.40 изображен индикатор «Дальность — азимут», в состав которого входят электронно-лучевая трубка, две пары отклоняющих катушек L_D и L_β, генераторы напряжений U_D и U_β, формирующие напряжения разверток, усилитель сигналов, схема формирования меток, источники питания.

Рассмотрим принцип получения растровой прямоугольной развертки. Для получения этой развертки в индикаторе имеются два генератора напряжений U_D и U_β. Генератор формирования напряжения развертки дальности запускается импульсом запуска передатчика (импульсом начала отсчета дальности D_0) и вырабатывает линейно нарастающее напряжение, период повторения которого $T_{п.D}$ равен периоду повторения зондирующих импульсов $T_п$. Это напряжение в дальнейшем подается на отклоняющие катушки L_D, вызывающие отклонение электронного луча в вертикальном направлении (для данного рисунка).

Генератор формирования напряжения U_β формирует линейно нарастающее напряжение, период которого равен периоду перемещения луча антенны в секторе обзора радиолокационного визира (рис. 5.41, *а*). Это напряжение создает линейно нарастающий ток в отклоняющих катушках L_β, вызывая отклонение электронного луча в горизонтальном направлении.

Рассмотрим подробно процесс образования растровой развертки. В исходном состоянии электронный луч находится в левой нижней части экрана трубки (точка *А* на рис. 5.41, *б*).

I II
$Ц_1$ $Ц_2$
Сектор обзора
U_β t
Генератор напряжения U_β $\Lambda\beta_0$
L_β
Метка азимута
Метки дальности
Развертки дальности
$D_{ц2}$ $D_{ц1}$
L_D
U_D t
Источник питания
Генератор напряжения U_D ΛD_0
ЭЛТ
Схема формирования меток
$D_ц$
$\beta_{ц1}$ $\beta_{ц2}$
$\beta_ц$
Сигналы целей
Усилитель

Рис. 5.40. Схемный вариант двухмерного индикатора «Дальность — азимут»

С поступлением импульса генератора развертки дальности $U_{р.D}$ начинает нарастать ток в катушках L_D, вызывая отклонение электронного луча вверх. Пусть одновременно с этим на генератор напряжения U_β поступил импульс запуска, совпадающий по времени с моментом нахождения луча антенны на границе сектора обзора. С течением времени начинает нарастать напряжение $U_{р.\beta}$, вызывая нарастание тока в катушках L_β. Магнитное поле этих катушек оказывает воздействие на поток электронов, отклоняя его вправо.

Таким образом, за время от 0 до t_1 нарастает ток в катушках L_D от нуля до максимума и в катушках L_β от 0 до $U_{\beta 1}$ (рис. 5.41, *а*).

Из диаграмм напряжений видно, что $U_{\beta 1} \ll U_{D\,max}$, поэтому на электронный поток в интервале времени 0—t_1 действует магнитное поле, напряженность которого пропорциональна вектору *АБ*, являющемуся результирующей величиной напряжений $U_{D\,max}$ и $U_{\beta 1}$. Таким образом, электронный луч под действием магнитного поля будет перемещаться вверх экрана под некоторым углом к вертикали. Величина напряжения $U_{D\,max}$ выбрана такой, чтобы в момент действия этого напряжения луч находился в верхней части экрана, вычерчивая на нем линию, соответствующую развертке дальности.

После окончания прямого хода напряжения U_D луч быстро возвратится в нижнюю часть экрана, что будет соответствовать обратному ходу развертки дальности. Не трудно видеть, что луч после возвращения в нижнюю часть экрана окажется не в точке *А*. Он сместится вправо на некоторое удаление, пропорциональное величине $U_{\beta 1}$.

С поступлением очередного импульса запуска D_0 электронный луч под действием магнитного поля катушек L_D и L_β начинает очередное движение вверх экрана, вычерчивая новую линию развертки дальности. Так как при этом ток в катушках L_β будет бóльшим по сравнению с током в интервале времени 0—t_1, то новая линия развертки дальности сместится вправо относительно предыдущего положения.

С началом следующего цикла будет получена новая линия развертки дальности, смещенная вправо на интервал одного периода повторения импульсов D_0, и т. д.

На экране индикатора могут быть высвечены различного назначения электронные метки, вырабатываемые схемой формирования меток. Так, для отсчета азимута создаются метки путем подсвета соответствующих разверток дальности. Для этого формируются прямоугольные импульсы, длительность которых равна длительности одного периода напряжения U_D. Импульс подается на управляющий электрод трубки, увеличивая интенсивность электронного луча на время одного пе-

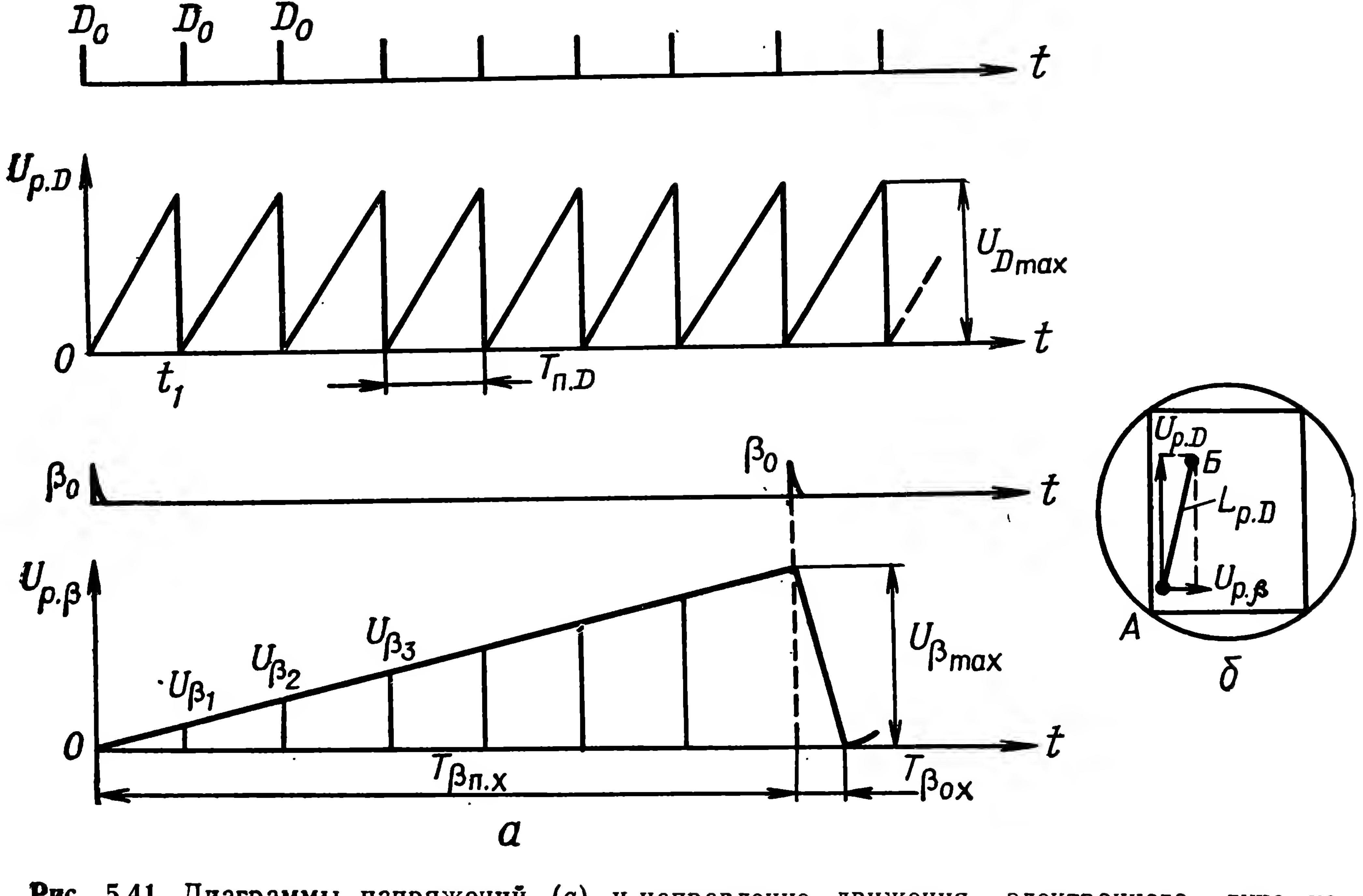


Рис. 5.41. Диаграммы напряжений (*а*) и направление движения электронного луча по экрану (*б*)

риода развертки дальности. Число таких меток может быть получено в соответствии с принятой шкалой отсчета азимута.

Метки дальности создаются путем формирования импульсов малой длительности, период повторения которых пропорционален цене деления электронной шкалы дальности. Способ их получения аналогичен тому, что имеет место в ИКО.

Сигналы цели в виде импульсов низкой частоты поступают на усилитель сигналов и далее подаются на управляющий электрод или катод ЭЛТ в зависимости от их полярности. За время каждого периода развертки дальности на индикатор поступят импульсы от целей, находящихся на одном направлении. Так, если цель находится в секторе обзора на направлении I, то за время облучения цели, пропорциональное ширине диаграммы направленности антенны и скорости ω_a, будет принят пакет импульсов, каждый из которых вызывает увеличение яркости свечения экрана на одной и той же дальности, образуя отметку цели. Ее положение на экране по азимуту будет соответствовать положению луча антенны в секторе обзора на направлении цели. Координаты цели могут быть определены по шкале или электронным меткам дальности и азимута (рис. 5.40).

Аналогичную схему и принцип работы имеют индикаторы типа «Дальность — угол места».

В радиолокационных визирах, позволяющих измерять **скорость цели**, используются резонансные фильтры, настроенные на определенные значения доплеровских частот целей. Ширина полосы пропускания каждого из этих фильтров выбирается достаточно малой, что повышает возможность разрешения целей по скорости. Однако ее суммарное значение должно быть таким, при котором фильтры перекрывают весь возможный диапазон доплеровских частот целей.

Известно, что доплеровский сдвиг частоты отраженных от целей сигналов определяется из выражения

$$F_{дц} = \frac{2V_r}{\lambda} = 2V_ц \cos q_ц \frac{c}{f}, \qquad (5.67)$$

где V_r — радиальная составляющая скорости цели;
$q_ц$ — курсовой угол цели.

Отсюда следует, что доплеровские частоты сигналов, отраженных от целей, имеющих равные величины V_r, имеют равные значения $F_{дц}$. Распределение частот $F_{дц}$ сигналов целей в координатах дальность — скорость показано на рис. 5.42, *а*, *б*. При работе визира в режиме квазиимпульсного излучения представляется возможным разрешение целей по дальности и скорости. При этом сигналы целей, имеющих равные скорости V_r и разные дальности полета $D_{ц1}$, $D_{ц2}$, будут приниматься в виде импульсов с равными доплеровски-

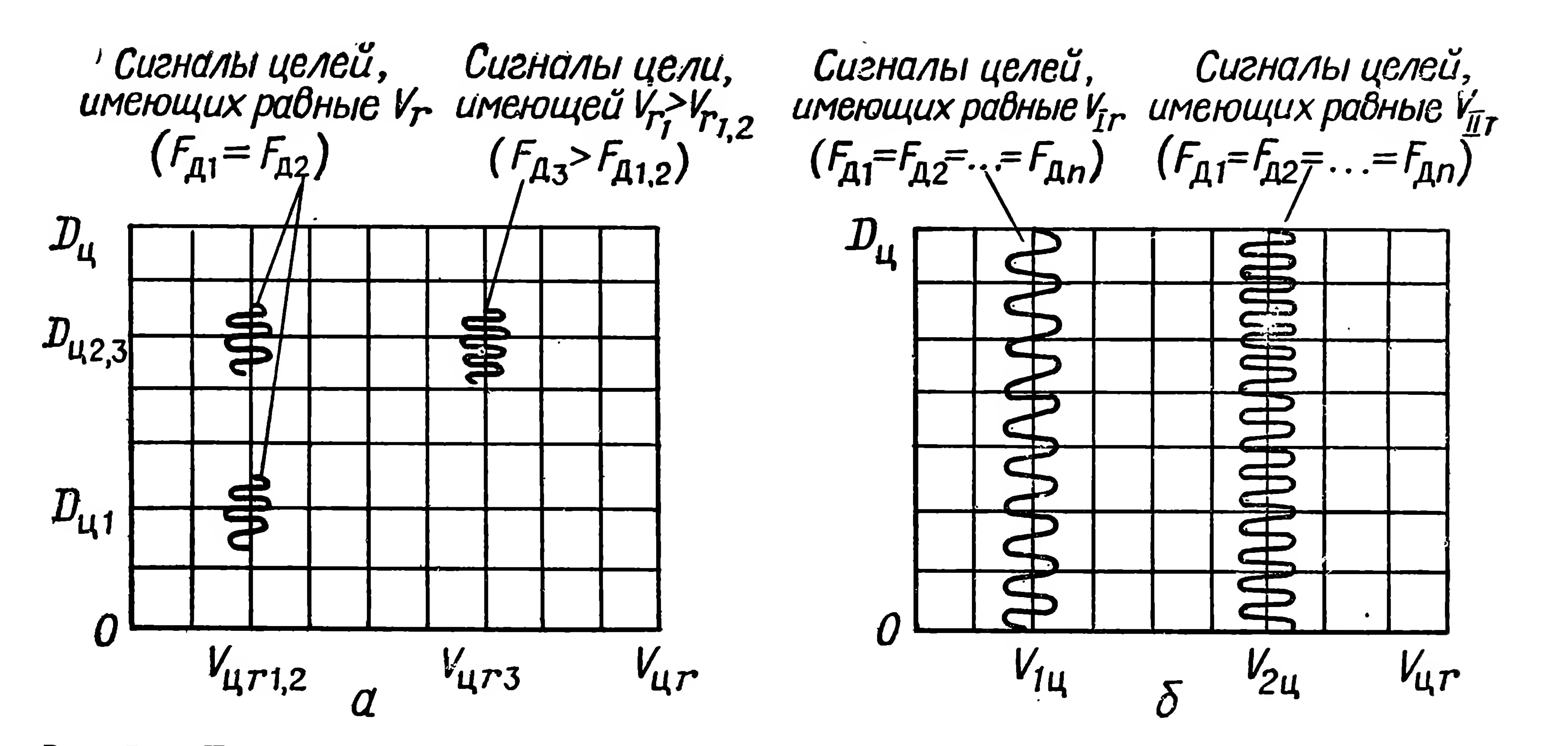


Рис. 5.42. Представление пространства сигналов целей в плоскости «Дальность — скорость»:
а — при работе визира в режиме импульсного излучения; *б* — при работе визира в режиме непрерывного немодулированного излучения

ми сдвигами частоты $(F_{Д1}, F_{Д2})$, имеющих разное время запаздывания:

$$t_{з1}=\frac{2D_{ц1}}{c};\quad t_{з2}=\frac{2D_{ц2}}{c}.$$

Сигналы целей, находящихся на равных дальностях ($D_{ц2}=D_{ц3}$), но имеющих разные радиальные составляющие скоростей ($V_{r2}<V_{r3}$), будут представлять собой импульсы с равным временем запаздывания ($t_{з2}=t_{з3}$), но имеющие разные значения доплеровских частот $F_{Д2}<F_{Д3}$.

При работе радиолокационного визира в режиме непрерывного немодулированного излучения сигналы целей, имеющих равные значения V_r ($V_{1ц}$), будут иметь вид непрерывных монохроматических колебаний, частота которых равна $f_c=f_0\pm f_Д$ (f_0 — частота излучаемых непрерывных колебаний). Такие сигналы не позволяют определить их время запаздывания, т. е. не обеспечивают разрешения целей по дальности.

Для целей, имеющих другие значения V_r, сигналы будут иметь вид непрерывных колебаний, но с другим сдвигом частоты, что позволяет разрешить их по скорости.

После усиления и преобразования по частоте сигналы целей подаются на резонансные фильтры, каждый из которых настроен на определенное значение $F_Д$.

Индикация пространства может осуществляться на экранах растрового типа, например «Дальность — скорость». Как следует из названия индикатора, на его экране высвечиваются развертки дальности и скорости, создающие прямоугольный растр.

В соответствии с этим в составе индикатора имеются генераторы формирования напряжений развертки U_D и U_V (рис. 5.43). Один из них формирует линейно нарастающее напряжение, длительность которого равна времени запаздывания сигналов, отраженных от целей, находящихся на максимальной дальности обнаружения. Другой генератор вырабатывает линейно нарастающее напряжение, период повторения которого равен времени просмотра сигналов, поступающих от всех фильтров.

Пусть напряжение развертки скорости U_V подается на горизонтально отклоняющие пластины трубки. Под действием этого напряжения электронный луч периодически будет перемещаться от левого к правому краю экрана. Если в процессе перемещения луча к управляющему электроду трубки подключать с помощью коммутатора последовательно фильтры $Ф_1$, $Ф_2$, ..., $Ф_n$ и т. д., то сигналы целей, принятые визиром, работающим в режиме импульсного излучения, будут высвечивать на развертке скорости яркие отметки. Так как скорость движения луча по экрану пропорциональна увеличению значений V_r, то положение светящейся отметки цели

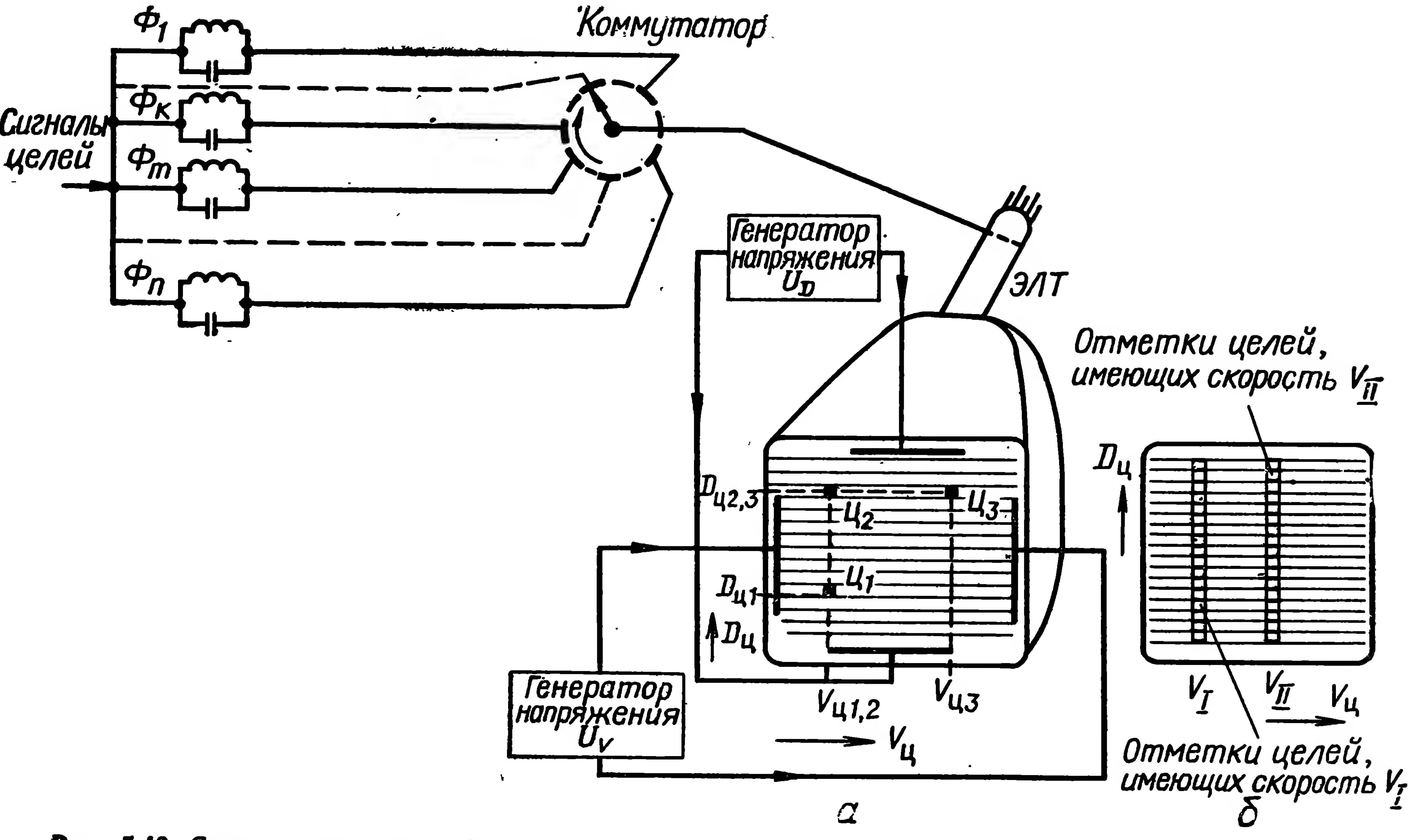


Рис. 5.43. Схема индикатора «Дальность — скорость» и наблюдаемые на экране картины (вариант):
а — при работе в режиме импульсного излучения; *б* — при работе визира в режиме непрерывных немодулированных колебаний

на развертке скорости будет определяться радиальной составляющей скорости цели. Имея шкалу скорости, можно определить значения V_r всех наблюдаемых целей.

Для индикации целей по дальности создается соответствующая развертка, для чего на вертикально отклоняющие пластины ЭЛТ подается напряжение U_D, которое изменяется по линейному или другому закону. За время просмотра сигналов всех фильтров это напряжение может оставаться постоянным или незначительно изменяться. В последнем случае электронный луч будет перемещаться по наклонной линии.

За один период напряжения развертки по скорости будут просмотрены сигналы всех целей, находящихся на данной дальности или в некотором интервале дальностей. В следующий период этого напряжения производится просмотр сигналов, имеющих те же скорости, но находящихся в другом интервале дальностей.

Сигналы целей на экране индикатора $D-V$ будут наблюдаться в виде светящихся отметок, положение которых характеризует дальность и скорость целей. На рис. 5.43, *а* дано изображение целей, соответствующих их положению на рис. 5.42, *а*.

Скорость нарастания напряжения U_V должна быть пропорциональна скорости просмотра сигналов фильтров, которая в свою очередь ограничена скоростью нарастания сигналов в каждом фильтре. Эта скорость определяется полосой каждого фильтра.

Если же радиолокационный визир работает в режиме непрерывного немодулированного излучения, то сигналы целей, имеющих равные значения V_r, будут проходить через соответствующий фильтр при каждом просмотре сигналов по скорости независимо от дальности. В результате на каждой из разверток скорости будут наблюдаться отметки сигналов, образующие вертикальные светящиеся полосы. Число таких полос будет равно числу целей, имеющих разные значения V_r. В этом случае разрешение целей по дальности оказывается невозможным.

Объемные индикаторы используются для пространственного представления наблюдаемой обстановки. Они строятся: на использовании стереоэффекта, создающего видимость объемного изображения; с использованием оптико-механических средств.

В первом случае используются две ЭЛТ, расположенные относительно друг друга под углом 90°. Перед экранами индикаторов устанавливаются поляризационные фильтры, после прохождения которых изображение попадает на полупрозрачное зеркало. Наблюдение ведется через поляризационные очки, в которых один глаз видит изображение на одном экране, другой — на другом. Для воспроизведения глубины

изображения вводится оптический параллакс, тем самым представляется возможным видеть изображение в третьем измерении.

При реализации второго метода используются качающиеся или вращающиеся зеркала, на которые оптическим путем проектируется изображение.

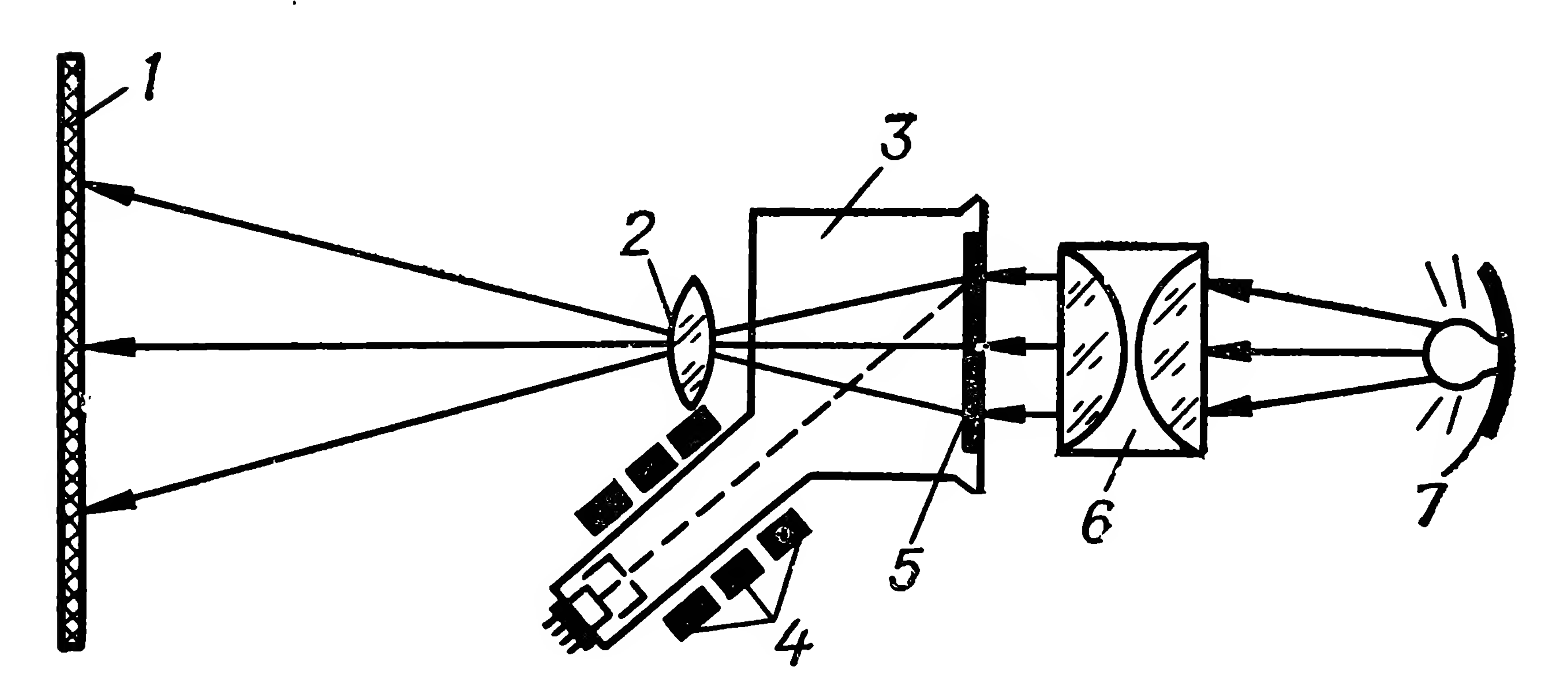


Рис. 5.44. Скиатрон:

1 — большой экран; *2* — объектив; *3* — трубка; *4* — фокусирующая и отклоняющая системы; *5* — экран скиатрона; *6* — конденсор; *7* — источник света

Цветные индикаторы выполняются на цветных ЭЛТ, применение их увеличивает емкость информации, воспроизводимой на экранах индикаторов, принципы их работы во многом аналогичны принципам, заложенным в цветных телевизорах.

В печати сообщалось о применении больших экранов, в которых используются так называемые трубки с темновой записью (скиатроны). Они позволяют получать темновую запись сигналов на светлом фоне экрана и проектировать это изображение на большой экран. Такая необходимость часто возникает при передаче и воспроизведении радиолокационной информации с пункта обработки на командный пункт.

Скиатрон имеет фокусирующую и отклоняющую системы, электронный прожектор, экран и оптическую систему (рис. 5.44).

В отличие от обычных осциллографических трубок экран скиатрона обладает свойствами изменения прозрачности при изменении интенсивности бомбардировки его электронами. Экран скиатрона покрыт тонким слоем щелочно-галоидных солей, образованных щелочным металлом (калий, натрий) и галоидом (хлор, бром и др.). При кристаллизации тонкий слой этого вещества образует кристаллическую решетку, состоящую из положительных и отрицательных ионов.

При бомбардировке экрана электронами происходит нарушение решетки, состоящее в потере или прибавлении одного из ионов. В результате этого явления участок экрана,

кристаллическая решетка которого претерпела изменение, изменяет свойства отражения или поглощения световых волн.

В процессе работы сигналы радиолокационной информации подаются на управляющий электрод трубки. Под действием этих сигналов элекронный луч модулируется по скорости. Одновременно с этим производится развертка луча по заданному закону. Для этого на отклоняющую систему подаются соответствующие напряжения развертки. Изменение интенсивности бомбардировки вызывает изменение прозрачности участков экрана.

Для проектирования изображения с экрана скиатрона на большой экран используется оптическая система, в состав которой входят источник света, конденсор и объектив.

Экраны скиатронов обладают способностью длительного хранения записанной информации. Для стирания записи производится нагревание и быстрое охлаждение экрана, это достигается с помощью нити накаливания или разогрева прозрачной пленки из хлористого калия, покрывающей экран, импульсом тока.

Цифровые индикаторы применяются для отображения количественной или смысловой информации, характеризующей воздушную обстановку, готовность средств противовоздушной обороны к ведению боевых действий, готовность ЗУР к старту и т. п.

Такие индикаторы выполняются на светотехнических устройствах и жидких кристаллах, на электронно-лучевых трубках. Их размеры достаточно велики, что позволяет читать отображаемую информацию на удалении нескольких метров.

Электронно-лучевые трубки чаще применяют в качестве дисплеев в ЭВМ. Принцип действия и аппаратурное построение таких индикаторов хорошо известны из курсов вычислительной техники.

6. ОПТИЧЕСКИЕ И ТЕЛЕВИЗИОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ВИЗИРЫ ЦЕЛЕЙ И РАКЕТ

6.1. Излучающая способность летательных аппаратов

Цель (самолет), находящаяся в атмосфере, может освещаться лучами Солнца или другими источниками световой энергии (прожектором, лазером). Падающие на поверхность цели лучи отражаются от каждого ее элемента под углом, равным углу падения.

При сложной конфигурации элементов цели отражение происходит в различных направлениях, что делает возможным принимать отраженные световые волны в различных точках наблюдения.

Известно, что **световое излучение** занимает диапазон электромагнитных волн от 0,36 до 0,75 мкм. Световые волны распространяются со скоростью $c=3\cdot10^8$ м/с.

Распространяющееся световое излучение создает фон, освещая облака и другие предметы. Видимый контраст цели обусловлен тем, что цель обладает большей способностью отражать световые волны, чем окружающая ее атмосфера. Чем больший контраст имеет цель, тем стабильнее поступающий от нее поток энергии и лучше условия определения параметров.

При прохождении через атмосферу часть энергии световых волн теряется в результате рассеяния и поглощения, что снижает дальности обнаружения и сопровождения целей.

Рассеяние в атмосфере зависит от влаги и пыли. Значительное рассеяние создают туманы и дымки. Поглощение происходит в основном парами воды, углекислым газом и озоном, причем с увеличением их концентрации величина поглощения растет.

Для извлечения информации о параметрах движения цели в диапазоне световых волн применяют устройства, называемые световыми (оптическими) визирами и координаторами. Обычно это следящие устройства, обеспечивающие непрерывное сопровождение цели и определяющие ее угловые координаты.

Основными источниками теплового излучения аэродинамических летательных аппаратов являются отработанные нагретые газы двигательных установок и некоторые элементы конструкции двигателей и планера.

Лучистая энергия излучается в диапазоне инфракрасных волн от 0,76 до 750 (1000) мкм. Длина волны инфракрасного излучения зависит от свойств тела и его температуры, при этом спектр излучения может быть непрерывным, что характерно для излучения разогретых жидкостей и твердых тел, линейчатым (для раскаленных газов и паров), полосовым (для разогретых газов и паров) и смешанным.

При непрерывном спектре спектральная плотность излучения имеет некоторые значения в широком диапазоне волн. В случае линейчатого спектра излучение имеет место на определенных длинах волн и может быть монохроматическим. Полосовой спектр характерен наличием излучения в определенных интервалах диапазонов инфракрасных волн. В этом случае тело испускает лучистую энергию в интервалах длин волн, например λ_1—λ_2, λ_3—λ_4 и т. д.

При смешанном спектре излучения имеет место линейчатое и полосовое распределение излучаемой энергии по длинам волн.

Поршневые самолеты имеют сравнительно малую мощность теплового излучения, так как температура элементов двигателя не превышает 600—800°С, а выхлопных газов — 1000—1100°С [15]. Инфракрасное излучение выхлопных газов имеет линейчатый или в виде узких полос спектр при длинах волн 1,3; 1,9; 2,7 мкм. Излучение происходит во всех направлениях и преимущественно в стороны и заднюю полусферу. Несимметричность интенсивности теплового излучения объясняется характером расположения нагретых элементов конструкции самолета.

Реактивные самолеты имеют еще более выраженную несимметричность интенсивности излучения, что объясняется большой излучательной способностью элементов реактивного двигателя — внутренней полости удлинительной трубы, лопаток турбины, реактивного конуса. Первый из них является главным источником излучения, поэтому максимум излучения имеет место в заднюю полусферу и приходится на длину волны около 3,5 мкм. Данное обстоятельство определяет область возможных атак самолетов зенитными управляемыми ракетами.

Интенсивность ИК-излучения газовой струи реактивного двигателя у реактивных самолетов несколько меньше, чем у поршневых, и приходится на длины волн 2,7; 4,3 мкм [16].

При больших скоростях полета $M>2$ происходит сильный нагрев элементов фюзеляжа, которые становятся источниками теплового излучения. Значительные температуры нагрева

приводят к тому, что излучение оказывается ненаправленным, улучшая условия обнаружения цели и наведения на нее ракет.

Величина потока мощности ИК-излучения, поступающего к координатору, в большей мере зависит от потерь в атмосфере, которые обусловлены рассеянием и поглощением.

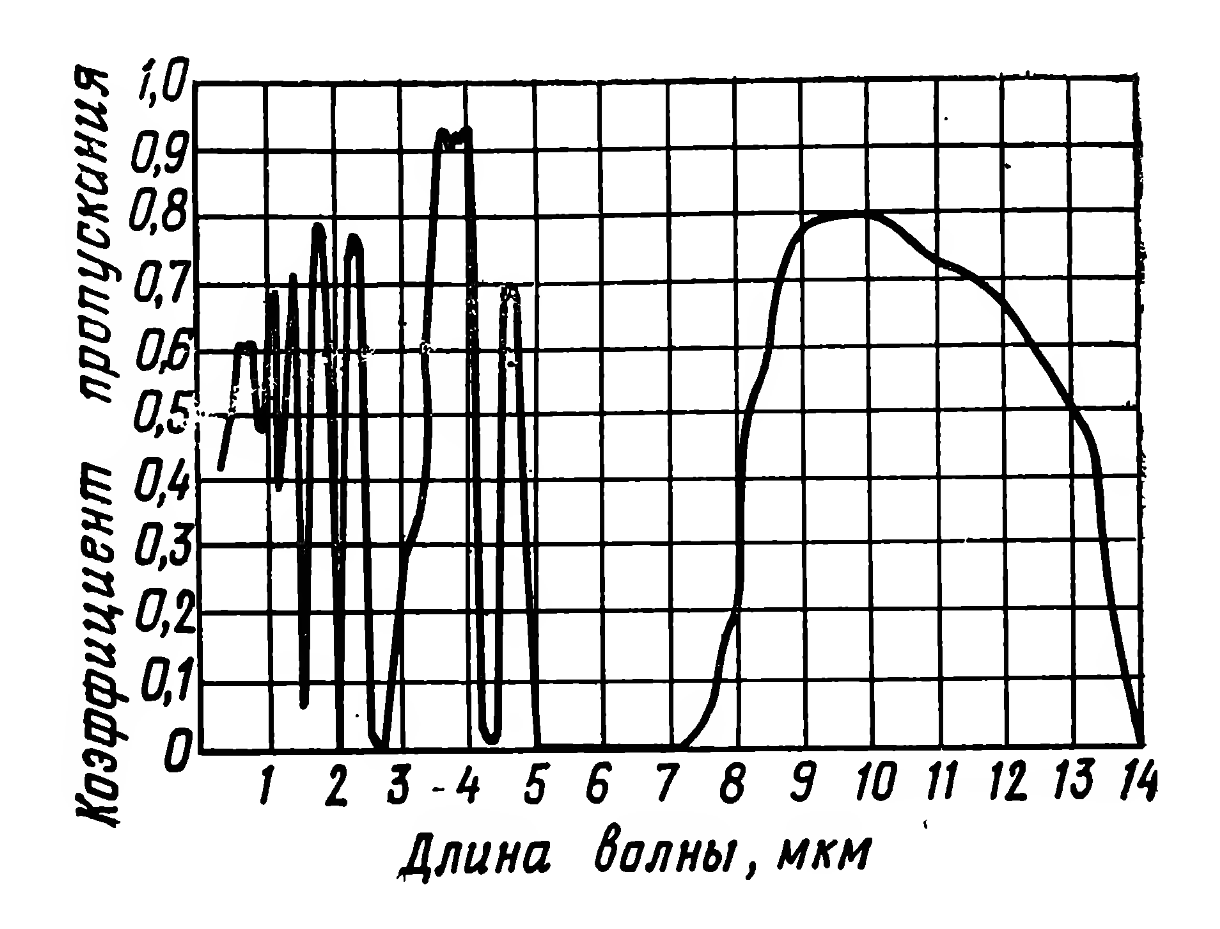


Рис. 6.1. Окна пропускания атмосферы

Участки оптического диапазона, в пределах которых потери энергии вызваны в основном рассеянием в атмосфере, называют окнами пропускания. Окна пропускания атмосферы находятся в диапазонах длин волн 0,95—1,05; 1,2—1,3; 1,5—1,8; 2,1—2,4; 3,3—4,2; 4,5—5,1; 8—13 мкм (рис. 6.1).

Знание положения окон пропускания в спектре инфракрасного излучения позволяет правильно выбрать рабочий диапазон волн и получить более высокие показатели координаторов.

6.2. Характеристика визиров

Оптическая и телевизионно-оптическая аппаратура сравнительно проста по устройству и надежна в работе: она практически не подвержена воздействию радиопомех, обеспечивает высокую разрешающую способность и позволяет непосредственно отображать сами наблюдаемые объекты, а не отметки от них, как в радиолокационных визирах.

Рассматриваемые здесь визиры находят применение в ряде зенитных ракетных комплексов («Рапира», «Иджис» и др.) и иногда дублируют радиолокационные визиры. Все они работают в оптическом диапазоне волн, поэтому их называют оптическими.

Оптические визиры (ОВ) классифицируют по целевому назначению, по диапазону волн, по месту источника излучения и по способу измерения параметров движения объектов.

В зависимости от целевого назначения ОВ подразделяют на визиры измерения координат цели и визиры измерения координат ракеты. Для этой цели может использоваться как видимая, так и инфракрасная область спектра. В этой связи визиры могут быть световые ($\lambda = 0{,}4 - 0{,}76$ мкм) и инфракрасные ($\lambda = 0{,}76$ мкм — 1 мм).

В зависимости от места расположения источника излучения ОВ можно разделить на пассивные, активные и полуактивные.

В пассивных ОВ, как правило, используется лучистая энергия, обусловленная нагревом обшивки летательного аппарата, работающего двигателя, или поток лучистой световой энергии Солнца, отраженной от цели. Наблюдение за объектом в пассивных ОВ осуществляется в окуляр или на телевизионном экране.

В активных визирах оптического диапазона определение местоположения цели (ракеты) осуществляется по энергии специального источника (трассера), установленного на борту летательного аппарата.

Активные визиры применяются для определения координат или отклонения ракеты от заданного направления.

Особенностью полуактивных оптических визиров является то, что на наземном пункте управления располагается оптический квантовый генератор (лазер), энергия которого используется для облучения сопровождаемой цели, поэтому полуактивный оптический визир можно назвать **лазерным визиром.**

Измерение координат и параметров движения объекта может осуществляться при автоматическом и ручном сопровождении с визуальным наблюдением в окуляр или по индикатору.

В первом случае ОВ представляет систему автоматического сопровождения, управляющую положением поля зрения визира в пространстве в зависимости от положения сопровождаемого объекта.

При сопровождении ракеты система автоматически вырабатывает сигнал, пропорциональный отклонению ракеты от оптической оси визира, на основании которого в дальнейшем формируются команды управления ракетой.

Во втором случае непрерывное слежение за объектом осуществляет оператор путем совмещения изображения цели с визирной меткой окуляра или визирной метки с изображением цели на телевизионном экране.

Наконец, могут быть ОВ, в которых сопровождение объекта может вестись как автоматически, так и ручным способом, — это комбинированные оптические визиры.

6.3. Телевизионно-оптический визир с ручным сопровождением объекта

В состав телевизионно-оптического визира входят (рис. 6.2) передающая телевизионная камера, синхронизатор, канал связи, видеоконтрольное устройство (ВКУ), устройство измерения угловых координат.

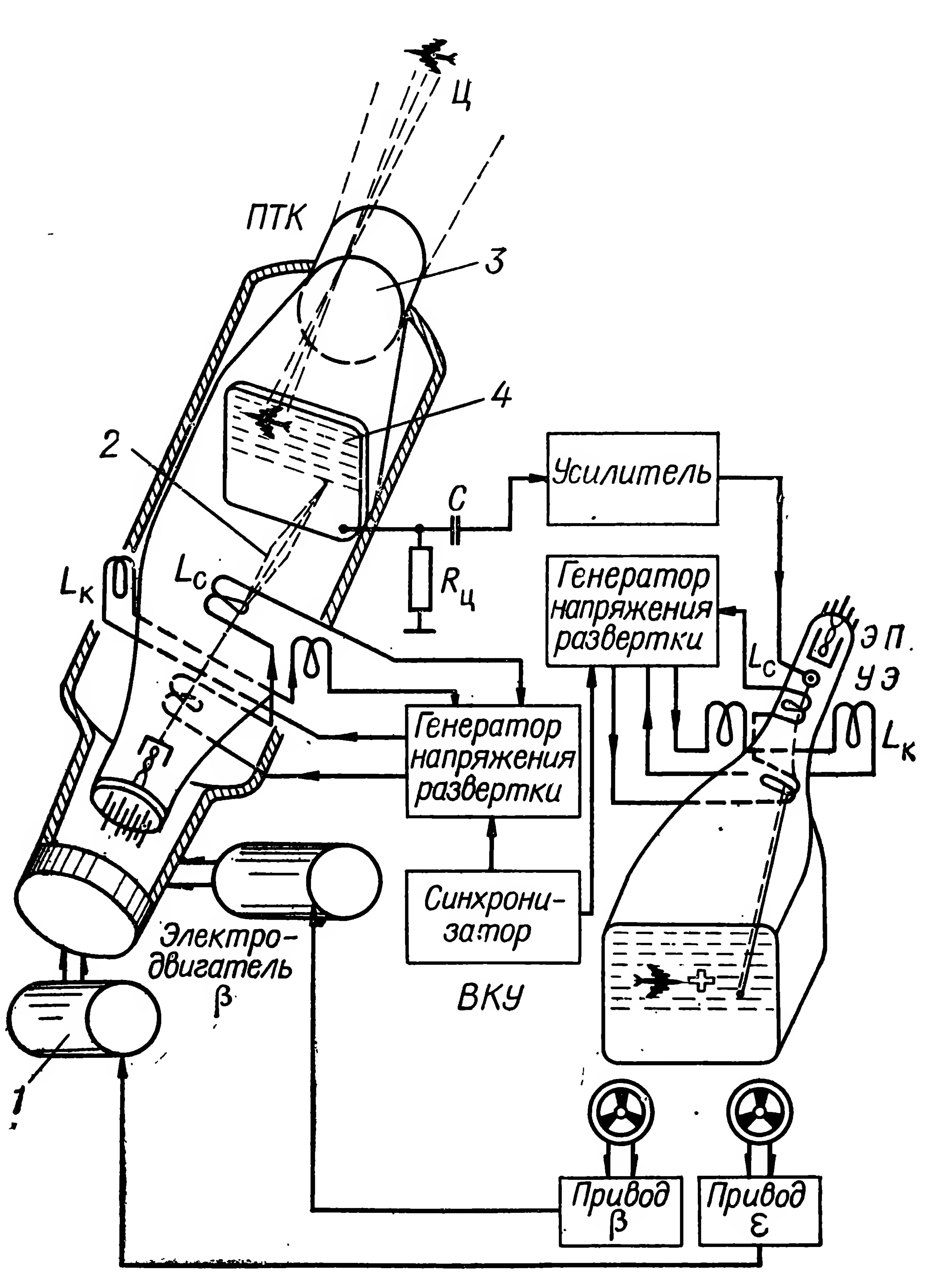


Рис. 6.2. Типовая функциональная схема ТОВ с ручным сопровождением: ПТК — передающая телевизионная камера; ВКУ — видеоконтрольное устройство; 1 — электродвигатель; 2 — электронный луч; 3 — оптическая система; 4 — фотокатод

Телевизионно-оптический визир (ТОВ) работает по принципу преобразования потока световой (лучистой) энергии, идущей от цели, в электрические сигналы, которые передаются по кабельной линии связи и используются в ВКУ для воспроизведения переданного изображения текущих координат сопровождаемой цели.

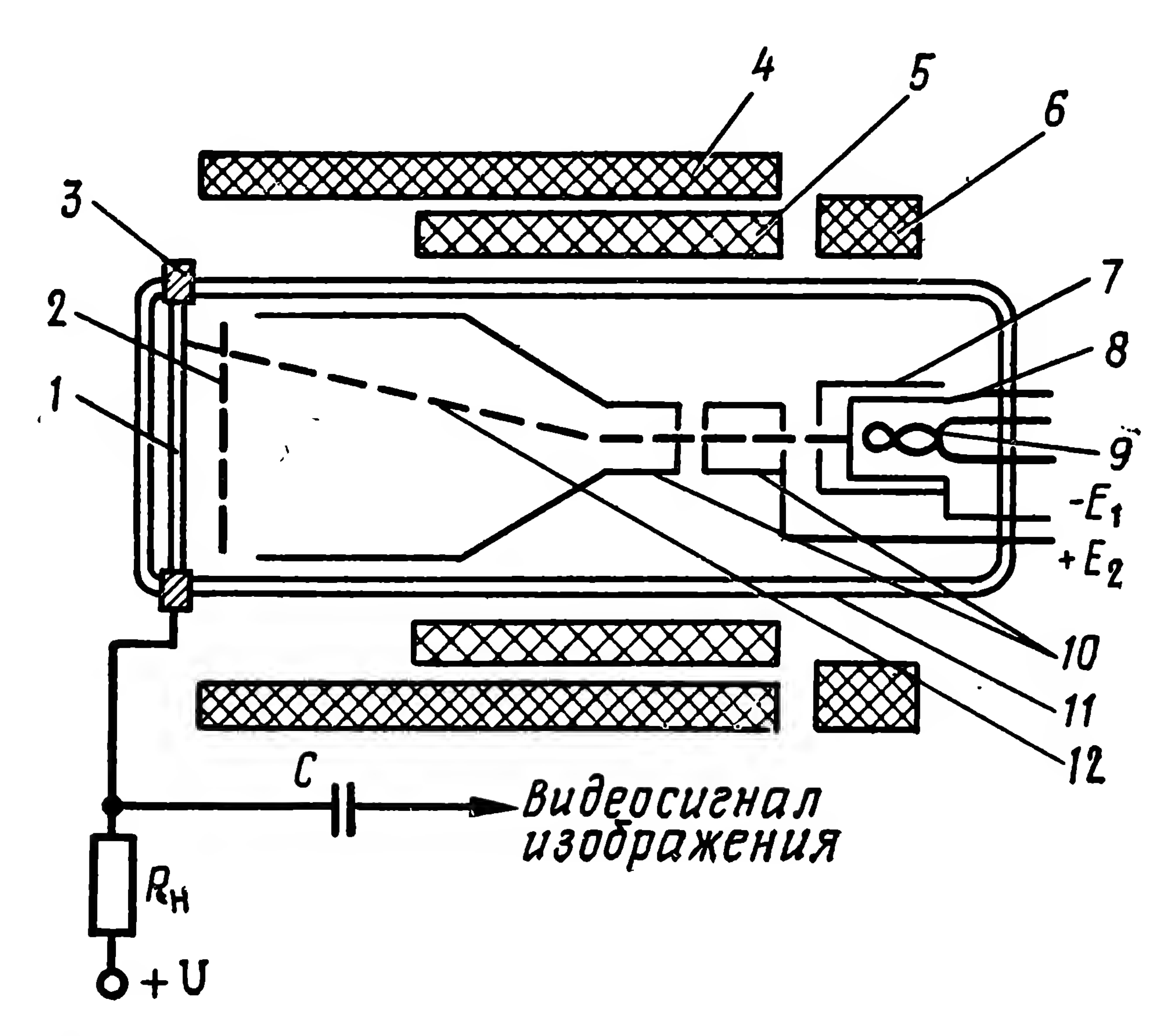


Рис. 6.3. Передающая телевизионная трубка типа видикон:

1 — фотосопротивления; *2* — сетка; *3* — металлическое кольцо; *4* — фокусирующие катушки; *5* — отклоняющие катушки; *6* — корректирующая катушка; *7* — управляющий электрод; *8* — катод; *9* — подогреватель; *10* — аноды; *11* — стеклянная колба; *12* — электронный луч

Источником информации о координатах сопровождаемой цели служит световое поле объекта. С помощью объектива передающей камеры изображение объекта проектируется на фотокатод передающей телевизионной трубки (рис. 6.3).

В передающей телевизионной трубке оптическое изображение преобразуется в электрическое, при этом на фотомозаике (мишени) возникает потенциальный рельеф, отображающий в электрической форме распределение яркости как функции координат любой точки изображения.

Для передачи изображения вся мишень, а следовательно, и изображение делятся на конечное число мелких элементов. Электронный луч под действием поля отклоняющих катушек последовательно обегает все элементы мишени, в результате происходит «считывание» потенциального рельефа. При этом на сопротивлении нагрузки $R_н$ возникает видеосигнал изображения, который усиливается видеоусилителем и по каналу

связи поступает на видеоконтрольное устройство. Видеосигнал после усиления подается на управляющий электрод приемной трубки (кинескопа).

Электронный луч кинескопа под действием поля отклоняющих катушек движется синхронно с лучом передающей трубки и прочерчивает на экране растр. Приходящий видеосигнал модулирует электронный луч кинескопа по плотности, в результате чего на экране возникает изображение, состоящее из светящихся точек различной яркости.

Для реализации телевизионной передачи воздушной обстановки необходимо, чтобы электронный луч в кинескопе двигался строго синхронно и синфазно с развертывающим лучом передающей трубки. Только при соблюдении такой согласованности движения лучей в приемной и передающей трубках яркость точек на экране приемной трубки будет соответствовать освещенности соответствующих точек мозаики. В результате на экране кинескопа воспроизводится изображение цели.

Для синхронизации движения лучей используются общие для их управления импульсы строчной и кадровой синхронизации, которые в свою очередь управляют работой блоков развертки передающей и приемной трубок, определяя начало строчной и кадровой разверток. Импульсы строчной и кадровой синхронизации вырабатываются синхронизатором, который может устанавливаться либо на передающей, либо на приемной части визира.

В отличие от систем вещательного телевидения в ТОВ синхронизирующие импульсы не замешиваются с сигналом изображения, так как оказывается проще и надежнее передавать сигналы синхронизации и другие вспомогательные сигналы по отдельному кабелю.

Оператор наблюдает на экране индикатора изображение целей, находящихся в поле зрения визира, а также визирные метки, соответствующие положению оптической оси ТОВ по азимуту β и углу места ε.

В качестве визирных меток используются вертикальные метки, формируемые оптической системой передающей камеры и характеризующие положение биссекторных плоскостей угла поля зрения ТОВ, а пересечения этих меток на экране телевизионного индикатора будут определять направление оптической оси ТОВ. Оператор сопровождения по азимуту и углу места совмещает с центром изображения сопровождаемой цели соответствующие метки, которые жестко связаны с оптической осью ТОВ.

Вращение штурвала блока сопровождения передается через кинематические связи на тахогенератор. Управляющее напряжение поступает на соответствующий следящий привод, управляющий работой исполнительного двигателя, который отрабатывает сигнал рассогласования, изменяя положение

передающей камеры таким образом, чтобы ее оптическая ось была направлена на сопровождаемую цель.

Рассмотрим принцип действия отдельных элементов ТОВ, показанных на рис. 6.2.

Передающая камера предназначена для преобразования оптического изображения объектов в видеосигналы. В состав передающей камеры входят объективы, передающая трубка с фокусирующей и отклоняющей системами, блок развертки, предварительный видеоусилитель.

Оптическое изображение передаваемых объектов получается с помощью оптического устройства, называемого объективом. Объектив обычно представляет собой комбинацию из нескольких линз, которая обеспечивает неискаженную проекцию изображения сопровождаемых объектов на экране передающей трубки.

Для уменьшения длины объективов иногда осуществляется излом оптической оси.

Принцип действия передающей трубки основывается на использовании внутреннего фотоэлектронного эффекта. На внутренней торцовой поверхности цилиндрической трубки (рис. 6.3) нанесена светочувствительная мишень, состоящая из полупрозрачного слоя металла (сигнальная пластина) и фотосопротивления. Сигнальная пластина имеет вывод наружу. С помощью сигнальной пластины к фотосопротивлению подводится необходимое для его работы напряжение от внешнего источника. В цепи сигнальной пластины находится также сопротивление нагрузки $R_н$, с которого снимается сигнал изображения.

Внутри трубки установлены электронный прожектор и два анода, ускоряющие и фокусирующие электронный луч. Для фокусировки электронного луча на горловину трубки надевают фокусирующую катушку. Отклонение электронного луча по строкам и кадрам осуществляется с помощью катушек строчной и кадровой разверток.

Если мишень трубки не освещена, то величина сопротивления ее светочувствительного слоя на всех участках одинакова. Развертывающий электронный луч, ускоряясь анодом, достигает поверхности мишени и доводит ее потенциал до потенциала катода. В интервалах между коммутациями потенциал мишени немного поднимается благодаря разряду элементарных емкостей за счет темновой проводимости. Если на мишень спроектировать оптическое изображение, проводимость освещенных элементов мишени резко возрастает. Уменьшение этого сопротивления с ростом освещенности объясняется тем, что внутри фотосопротивления под действием света образуется некоторое количество электронов, способных образовать ток под воздействием приложенного напряжения.

Выделенные на сопротивлении нагрузки видеосигналы подаются в схему видеоконтрольного устройства, где воспроизводят изображение цели.

Блок развертки и синхронизатор. В основе всех зарубежных систем лежит принцип поочередной передачи элементов изображения. Процесс передачи изображения по элементам называется разверткой изображения, а порядок передачи отдельных элементов изображения называется способом развертки. Наиболее простым видом телевизионной развертки является прогрессивная развертка, которая формируется аналогично растровой развертке индикаторов «Дальность — угол места» или «Дальность — азимут» радиолокационных визиров цели.

Чтобы сузить полосу спектра видеосигнала при проектировании блоков развертки в ТОВ, можно переходить к чересстрочной развертке, сущность которой заключается в том, что полный кадр изображения передается и воспроизводится за два поля. В первом поле развертываются нечетные строки растра (1, 3, 5 и т. д.), во втором — четные (2, 4, 6 и т. д.).

Каждое из полей представляет собой растр с уменьшенным вдвое числом строк и содержит в себе половину зрительной информации о передаваемом изображении.

Приборная реализация чересстрочной развертки сложнее прогрессивной, однако применение чересстрочной развертки приводит к повышению четкости изображения, снижает требования к полосе пропускания канала связи.

Сигнал синхронизации строчной и кадровой разверток от синхронизатора подается по отдельному кабелю, что повышает надежность работы системы, упрощает конструкцию видеоконтрольного устройства.

В передающей телевизионной камере размещается предварительный усилитель видеосигналов, выход которого согласован с входом коаксиального кабеля, соединяющего камеру с видеоконтрольным устройством, расположенным на пункте управления.

Видеоконтрольное устройство (ВКУ) предназначено для усиления видеосигналов и воспроизведения телевизионного изображения воздушной обстановки в поле зрения передающей камеры. Оно включает приемную трубку с фокусирующей и отклоняющей системами, блоки разверток, усилитель видеосигналов. Конструктивно ВКУ может быть выполнено в виде телевизионного индикатора.

Электронный луч приемной трубки под действием поля отклоняющих катушек движется синхронно с лучом передающей трубки и прочерчивает на экране растр. Приходящий видеосигнал цели модулирует электронный луч кинескопа, в результате на экране приемной трубки воспроизводится изображение цели.

Оператор маховичками сопровождения β и ε совмещает изображение цели с перекрестием (маркерной меткой), тем самым перемещает передающую телевизионную камеру так, чтобы цель находилась на направлении оптической оси визира, при этом с датчиков β и ε привода визира могут быть получены текущие значения азимута и угла места цели.

6.4. Активный телевизионно-оптический визир с автоматическим сопровождением объекта

В ТОВ определение угловых координат цели или ракеты осуществляется автоматически (без участия оператора). Известно несколько вариантов построения таких систем. Рас-

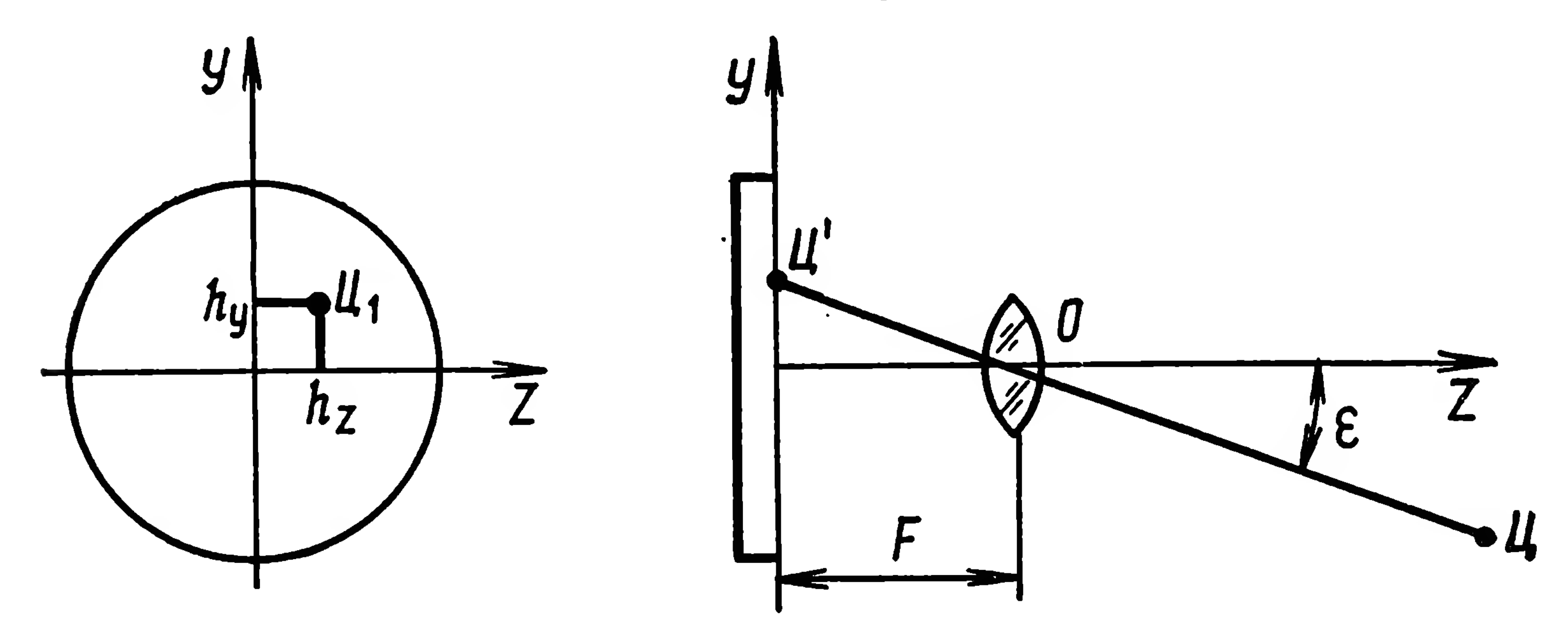


Рис. 6.4. Смещение изображения цели относительно оптической оси при ее угловом отклонении

смотрим принцип построения и работы ТОВ, использующий в качестве передающей трубки видикон. Автоматическое измерение координат объекта производится по осям, совпадающим с направлением кадровой и строчной разверток.

Допустим, что изображение объекта *Ц* на экране телевизионного приемника оказалось смещенным на величину h_z по горизонтальной оси и на величину h_y по вертикальной (рис. 6.4). Если фокусное расстояние объектива *O* равно *F*, то смещение изображения на расстояние h_z будет означать, что наблюдаемый объект сместился в горизонтальной плоскости относительно продольной оси передающей трубки на угол β, который можно найти из условия $\operatorname{tg} \beta = h_z/F$.

Аналогичное смещение изображения в вертикальной плоскости относительно продольной оси происходит при отклонении объекта на угол ε, для которого $\varepsilon = h_y/F$ (при малом угле ε).

Следовательно, измерив смещение изображения объекта по осям *z* и *y*, можно определить угловые отклонения сопровождаемого объекта относительно оптической оси телевизионно-оптического визира.

В общем случае автоматическая телевизионная следящая система имеет два контура слежения за объектом — по азимуту и по углу места. В первом приближении их считают независимыми один от другого.

В состав телевизионно-оптического визира с автоматическим сопровождением ракеты входят (рис. 6.5): передающая камера, синхронизатор, блок обработки видеосигналов, устройство автоматического определения координат (УОК), видеоконтрольное устройство (ВКУ).

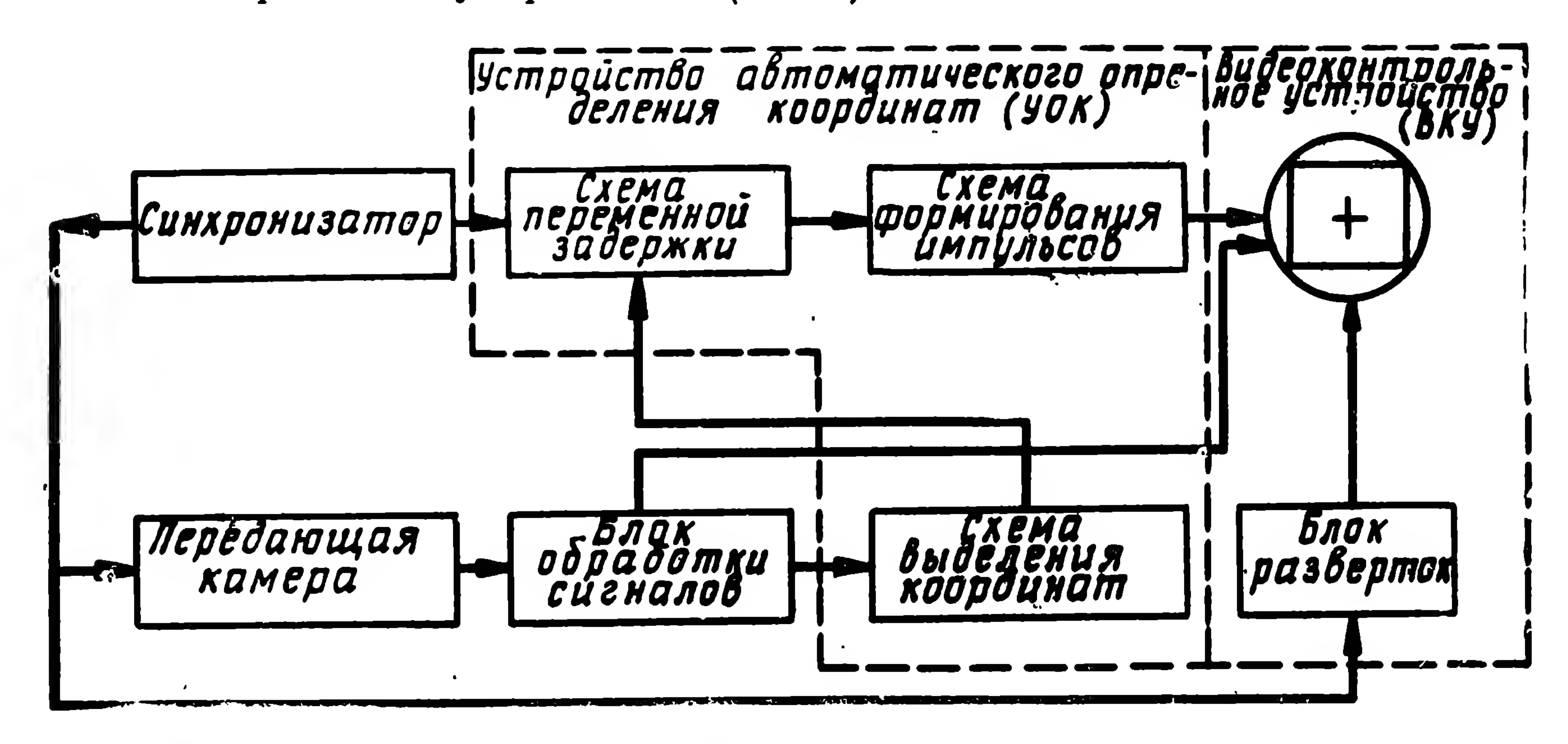


Рис. 6.5. Функциональная схема активного телевизионно-оптического визира с автоматическим сопровождением ракеты (один канал)

В качестве передающей трубки используется специальный видикон, реагирующий на инфракрасное излучение. В этом случае при развертке изображения ИК-трассера на выходе передающей камеры будет получен короткий видеоимпульс, сдвинутый во времени от начала кадра. При смещении объекта по оси y (по углу места ε) величина сдвига изображения будет также изменяться. Таким образом, автоматическое измерение угловой координаты сведется к непрерывному измерению величины временно́го сдвига между импульсом синхронизации кадровой развертки и видеоимпульсом.

Аналогичным образом, зная временно́й интервал между началом строчной развертки и видеоимпульсом, можно определить азимут ракеты.

Сигнал с выхода передающей камеры поступает на блок обработки видеосигнала, где видеосигнал сопровождаемого объекта выделяется, используя различие амплитуд сигнала и фона. Это осуществляется путем отсечки импульсов с меньшей амплитудой.

Для того чтобы видеоимпульсы от посторонних объектов не мешали работе устройства, в блоке обработки видеосигналов предусматривается схема стробирования, позволяющая осуществлять селекцию (стробирование) видеоимпульса со-

провождаемого объекта и подавление всех прочих мешающих сигналов.

Принцип работы схемы стробирования заключается в следующем. Импульс от сопровождаемого объекта воздействует на схему ждущего мультивибратора, с выхода которого снимается отрицательный импульс, запирающий схему выделения координаты примерно на 0,8 периода кадровой развертки. Отселектированные видеоимпульсы усиливаются и подаются на схему выделения координаты ε.

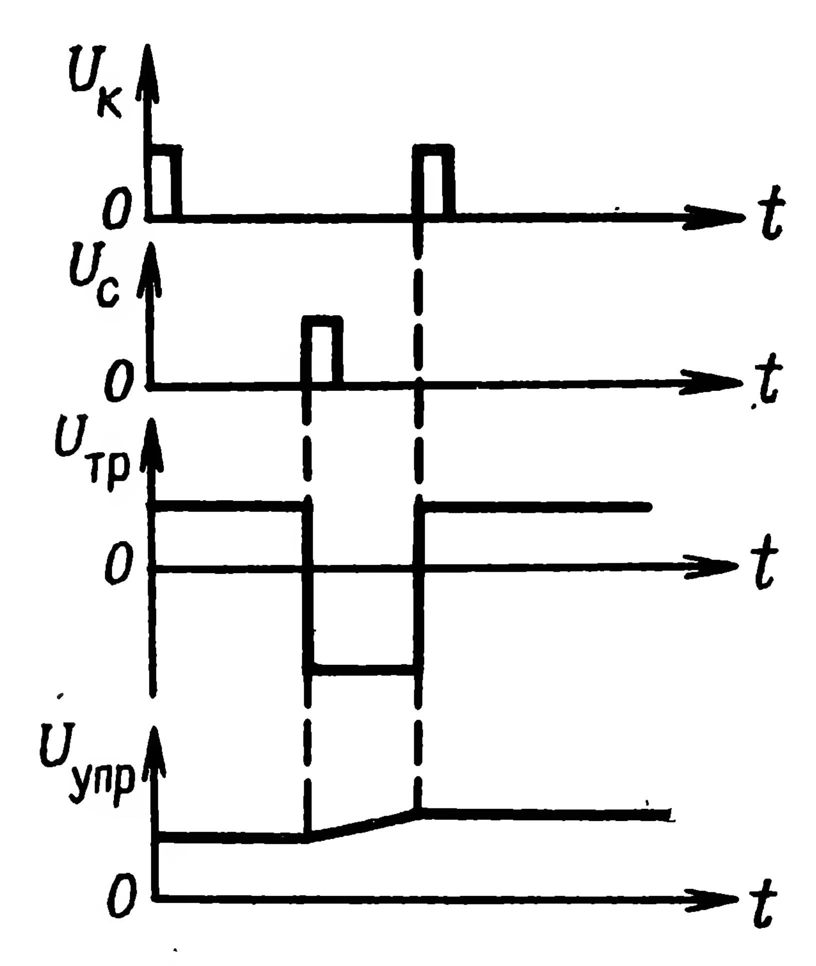


Рис. 6.6. Диаграммы напряжений схемы выделения координат ракеты (цели)

Аналогичным образом действует схема стробирования по азимуту, закрывающая на бо́льшую часть периода строчной развертки схему выделения координаты β.

В качестве измерителя временных интервалов между импульсом кадровой развертки и видеоимпульсом сопровождаемого объекта используется триггерная схема. На одно плечо этой схемы подаются синхроимпульсы (рис. 6.6) $U_к$, а на другое — видеоимпульс $U_с$. Длительность импульса на выходе триггера $U_{тр}$ будет пропорциональна временно́му интервалу между кадровым синхроимпульсом и видеоимпульсом. Далее импульсы триггера сглаживаются с помощью фильтра нижних частот, на выходе которого формируется напряжение $U_{упр}$, пропорциональное смещению объекта относительно оптической оси в вертикальной плоскости, поступающее на делитель, с выхода которого снимается напряжение, пропорциональное ε, и в качестве управляющего поступает на схему переменной задержки, непрерывно изменяя положение импульса сравнения относительно синхроимпульса кадровой развертки таким образом, чтобы положение импульса вертикальной метки и измерительного импульса, вырабатываемых схемой формирования импульсов и характеризующих текущую координату, совпадало с положением видеосигнала, тем самым осуществляя автоматическое сопровождение объекта.

В телевизионно-оптических визирах цели помимо этого может осуществляться автоматическое совмещение оптической оси с направлением на цель. Для этого на соответствующие приводы подаются напряжения, пропорциональные отклонению цели относительно оптической оси, которые нацеливают

передающую камеру так, чтобы изображение наблюдаемого объекта непрерывно удерживалось на оптической оси ТОВ.

6.5. Лазерные визиры в зарубежных системах вооружения

В отличие от пассивных оптических (телевизионно-оптических) визиров лазерные визиры позволяют измерять дальность до цели и, кроме того, обладают избирательностью, т. е. способностью выделять полезный сигнал на фоне других излучений.

От радиолокационных визиров лазерные отличаются высокой разрешающей способностью по угловым координатам при сравнительно малых размерах антенной системы, практически не подвержены влиянию отражений от местных предметов, обеспечивают достаточно высокую скрытность работы.

Применение лазерных визиров решает проблему электромагнитной совместимости, так как большое количество оптических локаторов может работать одновременно, не создавая взаимных помех.

Наряду с преимуществами лазерные визиры имеют ряд недостатков. Одним из них является значительное затухание энергии в оптическом диапазоне при туманах, дожде, снеге, что приводит к резкому снижению дальности действия лазерных визиров в этих условиях. Другим недостатком является необходимость выдачи точного целеуказания (предварительное наведение луча лазера на цель), при котором обеспечивается быстрое обнаружение и автоматическое сопровождение цели лазерным визиром. В этой связи лазерные визиры могут найти применение, как правило, в сочетании с радиолокационными. Наконец, автоматическое сопровождение цели узким лучом может привести к срыву, например, из-за воздействия облачности. Для устранения этого недостатка можно применять комбинированные системы, которые автоматически при срыве сопровождения переходят в режим поиска с дальнейшим переходом при обнаружении цели в режим автоматического сопровождения.

По своей структуре, принципам построения и выполняемым функциям лазерные визиры почти полностью аналогичны радиолокационным визирам. Лазерный визир позволяет определять угловые координаты, дальность и скорость цели.

На рис. 6.7 показана структурная схема лазерного визира цели. В его состав входят передатчик (оптический квантовый генератор), антенное устройство (телескоп), приемник, блоки измерения угловых координат и дальности, синхронизатор.

В качестве источника оптического сигнала используется лазерный передатчик, запуск которого осуществляется им-

пульсом синхронизатора. Световой сигнал лазера, пройдя систему зеркал телескопа (антенны), излучается в пространство, отражается от лоцируемой цели (или при сопровождении ракеты от отражателя, установленного на ней) и принимается телескопом, при этом узкополосный фильтр, стоящий на пути отраженного импульса, уменьшает воздействие

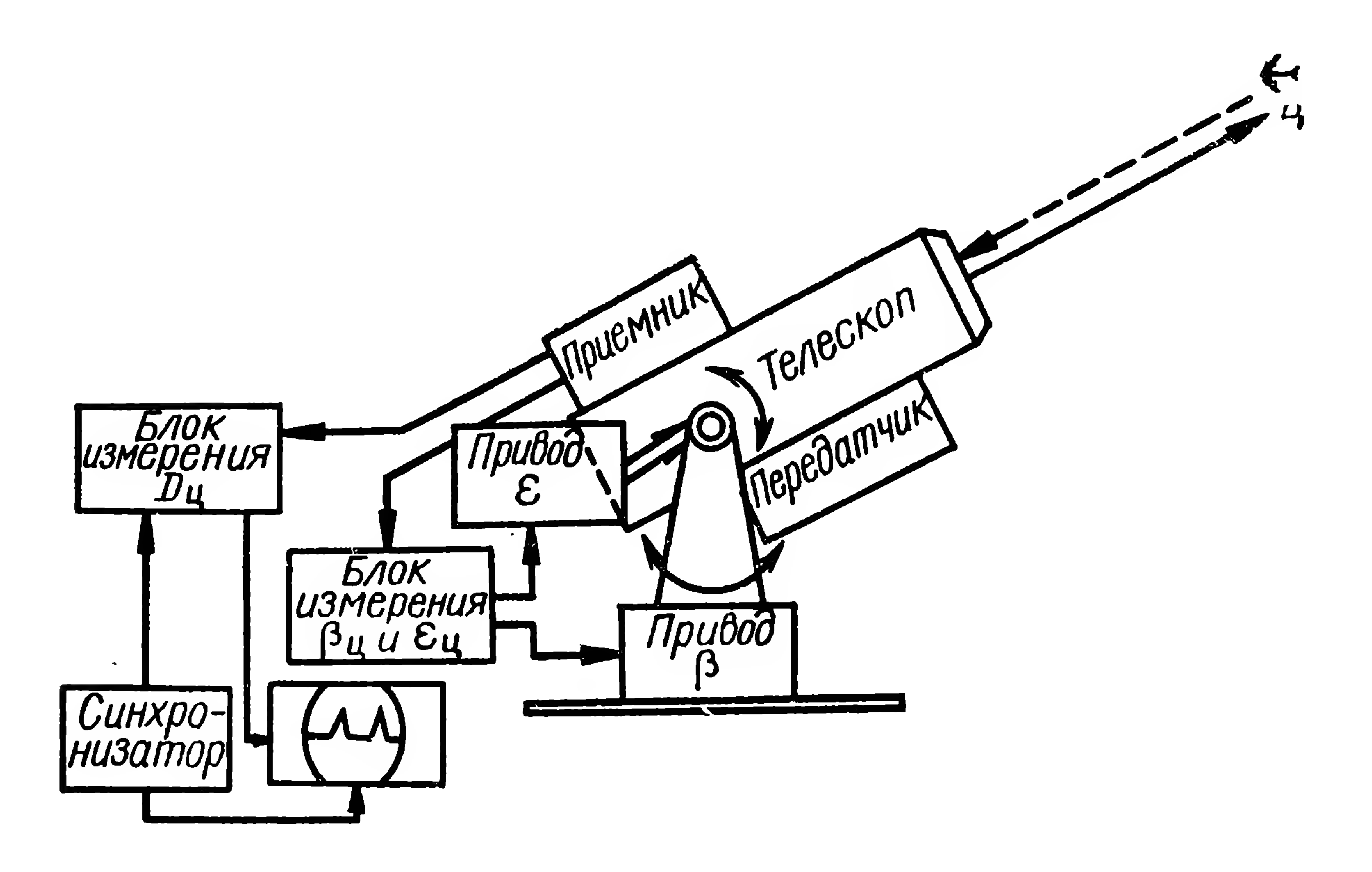


Рис. 6.7. Структурная схема лазерного визира цели (*RBS*-70)

посторонних источников света на работу визира. Далее отраженные от цели световые импульсы попадают на светочувствительный приемник, преобразуются в сигналы видеочастоты и используются как в блоке измерения углов, так и в блоке измерения дальности.

В блоке измерения углов осуществляется извлечение информации об угловых координатах цели и выработка сигнала управления приводами оптической системы, которые обеспечивают как поиск, так и автоматическое сопровождение цели по угловым координатам (непрерывное совмещение оси оптической системы с направлением на цель). Если передатчик работает в импульсном режиме, то в блоке измерения дальности происходит измерение дальности до цели по времени задержки отраженного импульса относительно зондирующего. Эта информация в дальнейшем используется в вычислителе команд управления полетом ракеты.

Для визуального наблюдения за целью с выхода блока измерения дальности видеоимпульс подается на одну из пар отклоняющих пластин индикатора дальности.

Рассмотрев в общих чертах принцип работы лазерного визира, перейдем к более подробной характеристике его отдельных элементов.

Передающее устройство (оптический квантовый генератор) представляет собой прибор, в котором осуществляется генерация монохроматических электромагнитных волн опти-

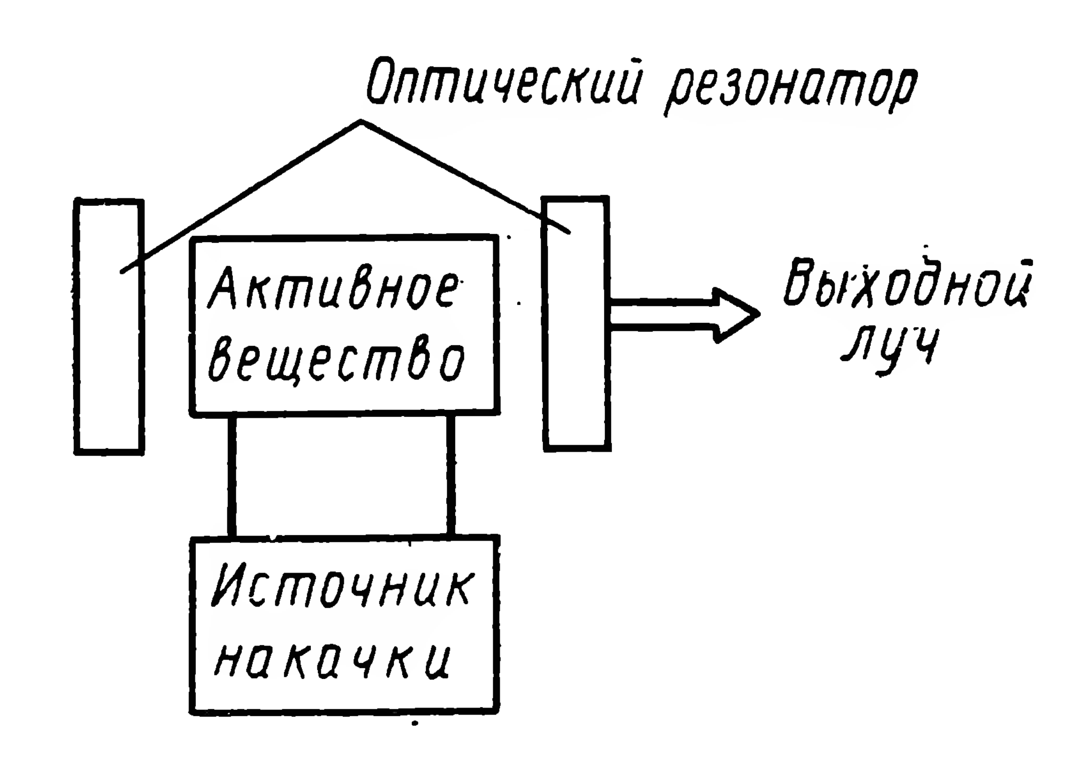


Рис. 6.8. Структурная схема передающего лазерного устройства

ческого диапазона путем использования индуцированного излучения. Лазер (рис. 6.8) включает активное вещество, содержащее атомы в возбужденном состоянии и помещенное в оптический резонатор, и источник накачки.

Принцип работы лазерных передатчиков (лазеров) основан на взаимодействии электромагнитного поля с атомами или молекулами некоторых веществ, обладающих тем свойством, что при определенных условиях внутренняя энергия атомов (молекул) преобразуется в электромагнитную энергию. Такого рода преобразование энергии происходит при переходах микрочастиц с одного энергетического уровня на другой, сопровождаемых выделением квантов (порций) электромагнитной энергии определенной частоты.

В ряде веществ, которые получили название активных, при определенных условиях (при облучении) атомы (молекулы), поглощая квант энергии, переходят на более высокий энергетический уровень, т. е. в возбужденное состояние. В качестве активных веществ могут применяться среды, находящиеся в разных агрегатных состояниях. В этой связи различают твердотельные (в том числе полупроводниковые), газовые и жидкостные лазеры.

В ряде случаев высокая направленность излучения оптических квантовых генераторов (ОКГ) оказывается недостаточной. Уменьшение ширины луча может быть достигнуто с помощью оптических систем. Когерентное излучение ОКГ подчиняется тем же законам оптики, что и

обычный некогерентный свет. В этой связи при формировании луча лазерного визира или для изменения его направления используют обычную технику геометрической оптики.

Приемное устройство предназначено для выделения сигналов цели из смеси сигналов и помех, действующих на его выходе.

В отличие от радиолокационных приемников в оптическом диапазоне собственно приемное устройство в ряде случаев выполняет также задачу первичного формирования диаграммы направленности, т. е. «антенна» как бы органически входит в состав приемника. Приемное устройство состоит из двух частей: оптической и электрической. С помощью оптической части, состоящей из «антенны» и фильтров, осуществляется прием и фильтрация световых импульсов, отраженных от объектов.

Основное назначение электрической части — преобразование принятых световых импульсов в сигналы видеочастоты и усиление их до уровня, необходимого для работы оконечных устройств (индикатора, устройств измерения координат цели).

Для эффективной работы приемного устройства применяются различные типы оптических систем (зеркально-линзовые, телескопические), обеспечивающие концентрацию лучистой энергии, отраженной от цели на чувствительном элементе приемника, а также спектральную фильтрацию.

Для получения высокой разрешающей способности и приема большей энергии полезного сигнала площадь приемной «антенны» $s_{пр}$ должна выбираться по возможности большей, так как разрешение по угловой координате определяется дифракционным пределом, который равен $\lambda^2/s_{пр}$.

Мощность принимаемого сигнала пропорциональна $s_{пр}$. Однако при узкой диаграмме приемной «антенны» усложняется процесс поиска цели Чтобы обеспечить обнаружение цели, должна выбираться соответствующая величина угла поля зрения приемной оптической системы визира $\Omega_{опт}$.

Если чувствительный элемент приемника расположен в фокальной плоскости приемной «антенны», то

$$\Omega_{опт} = \frac{s_{чэ}}{f^2}, \qquad (6.1)$$

где $s_{чэ}$ — площадь светочувствительного элемента приемного устройства;
f — фокусное расстояние.

Чтобы иметь возможность изменять телесный угол пучка лучей (угол зрения), проходящих в приемник, в фокальной плоскости оптической приемной системы устанавливается

апертурная диафрагма. В этом случае угол поля зрения определяется выражением

$$\Omega_{опт} = \frac{s_{диаф}}{f^2}, \qquad (6.2)$$

где $s_{диаф}$ — площадь диафрагмы.

Следует подчеркнуть, что величины угла поля зрения и площади приемной «антенны» оказывают существенное влияние на уровень помех, обусловленных действием светового фона. С точки зрения снижения уровня помех угол поля зрения и площадь $s_{чэ}$ или $s_{диаф}$ должны выбираться по возможности меньшими.

Характерным недостатком всех оптических систем являются потери энергии лучистого потока, обусловленные отражениями от поверхностей оптических деталей, поглощением материалами оптики, рассеянием светового потока внутри материалов.

Уменьшение потерь достигается сокращением количества отражающих поверхностей, просветлением оптики за счет уменьшения коэффициента отражения лучистого потока от рабочих поверхностей линз. Линзы, работающие в видимой и коротковолновой части спектра, изготовляются из кварца.

Отражающие покрытия зеркал изготовляется путем осаждения в вакууме на поверхности зеркал серебра, золота, алюминия. Использование того или иного металла определяется длиной волны ОКГ.

Электрическая часть приемников лазерных визиров характеризуется разнообразием схемных решений. В приемниках оптического диапазона реализуются в основном две группы методов приема световых сигналов: метод непосредственного фотодетектирования, или энергетического приема, и метод приема с дополнительным преобразованием светового сигнала до подачи его на детектор.

Сущность метода непосредственного фотодетектирования, или энергетического приема, заключается в выделении огибающей несущего колебания оптической частоты и счете испускаемых фотонов. Для реализации этого метода применяются детекторы излучений ОКГ, использующие явление фотоэффекта.

К группе методов с дополнительным преобразованием световых сигналов относятся супергетеродинный, балансный и синхронный методы, метод приема фазомодулированных колебаний и т. д.

Внешне схемы приемников различных типов тождественны аналогичным типам приемников радиодиапазона. Наиболее специфической является входная часть приемника (первые каскады), где используются фотодетекторы и усилители оптической несущей.

Рассмотрим принципы построения и работы входной части приемников оптического диапазона.

Входная часть детекторного приемника оптического диапазона включает фотодетектор. В качестве фотодетектора применяют фотоэлектронные умножители (ФЭУ), фотоэлементы и фотоумножители с бегущей волной (фото-ЛБВ) и различные полупроводниковые фотодиоды и фототриоды.

Фотоэлектронные умножители и фото-ЛБВ относятся к фотодетекторам с внешним фотоэффектом. ФЭУ имеют высокую чувствительность и позволяют достаточно эффективно детектировать слабые амплитудно-модулированные световые сигналы с несущими частотами в видимой и инфракрасной областях спектра.

Фото-ЛБВ представляют собой комбинацию фотоэлементов или фотоумножителей с лампой бегущей волны, в которой обычный катод заменен фотокатодом. Электроны пучка в фото-ЛБВ поступают с фотокатода при его облучении фотонами светового сигнала, а система бегущей волны обеспечивает усиление первичного фототока.

Фото-ЛБВ с диодной системой умножения имеют бóльшую чувствительность, чем с фотоэлементом. Число каскадов усиления обычно не превышает трех.

Полоса пропускания фото-ЛБВ составляет несколько гигагерц.

Основной недостаток фотоэмиссионных приемников — малая квантовая эффективность фотокатодов, особенно в ИК-диапазоне, поэтому чаще применяются полупроводниковые фотодиоды и фототриоды, которые относятся к фотодетекторам с внутренним фотоэффектом.

При внутреннем фотоэффекте происходит внутреннее возбуждение кристаллической решетки полупроводникового материала световым потоком, в результате чего электроны переходят из связанного состояния в свободное без выхода наружу.

Фотодиоды и фототриоды производятся из германия, кремния, селенида и арсенида индия в точечном или плоскостном исполнении.

В тех случаях, когда чувствительность ограничивается фоновыми шумами, целесообразнее применять фотодиоды и фототриоды благодаря их высокой квантовой эффективности.

Гетеродинирование в оптическом диапазоне в принципе не отличается от гетеродинирования на радиочастотах, за исключением того, что в оптическом диапазоне не требуется предварительного усиления сигнала. Сущность метода оптического гетеродинирования заключается в следующем. На фотокатоде смесителя (рис. 6.9), в качестве которого используются фотоумножители, фотодиоды, фото-ЛБВ, с помощью оптических систем совмещаются принимаемое излучение и излучение гетеродинного ОКГ. При этом частота гетеродин-

ного ОКГ отличается на несколько гигагерц от несущей частоты передатчика. Фоточувствительный элемент выделяет сигнал разностной частоты, которая лежит в радиодиапазоне, поэтому дальнейшая обработка сигнала осуществляется схемами, применяемыми в радиоприемниках.

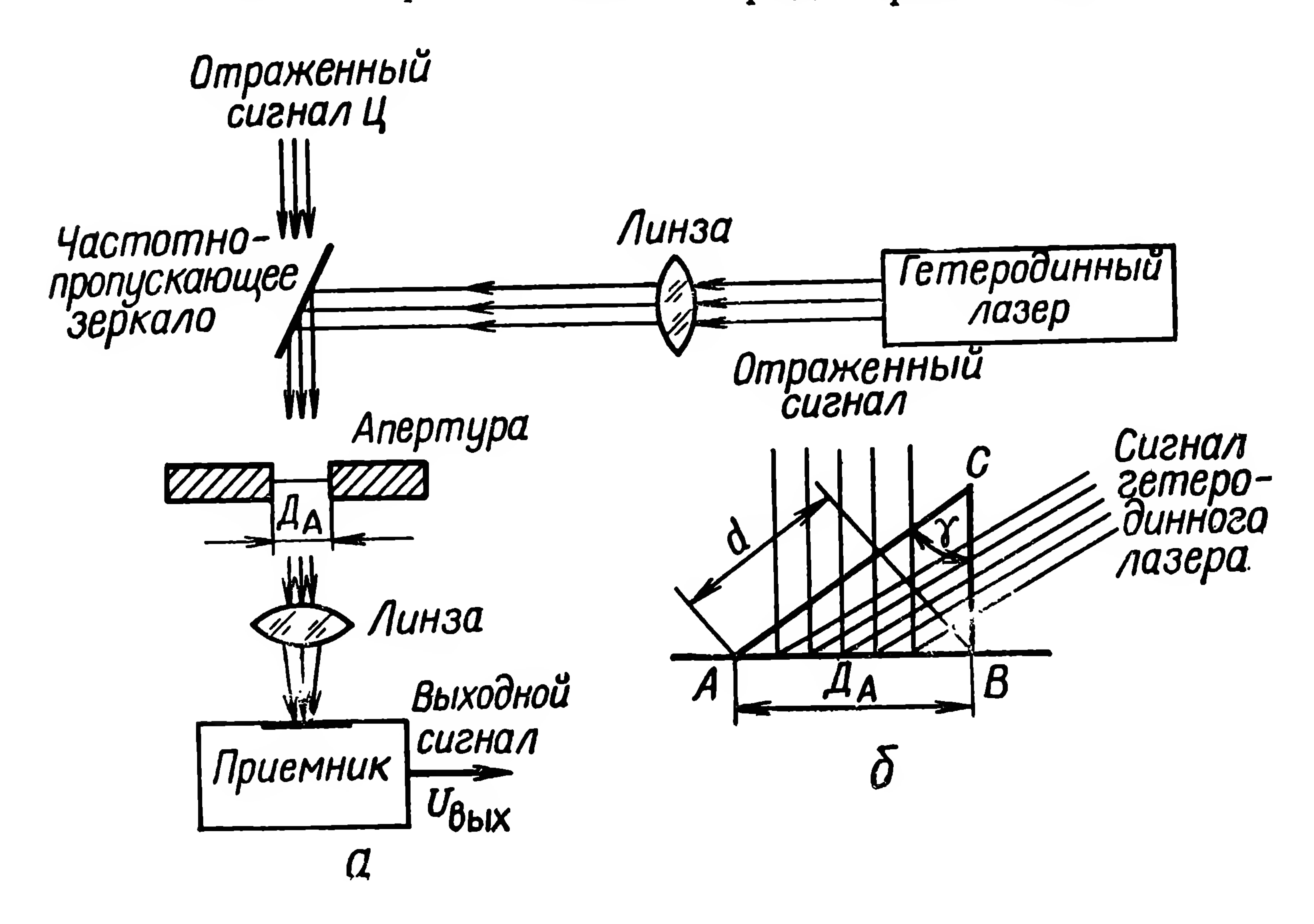


Рис. 6.9. Схема супергетеродинного приемника оптического диапазона: *а* — структурная схема; *б* — обработка отраженного сигнала

Для эффективного преобразования частот необходимо чтобы лучи принимаемого и опорного сигналов были параллельными, а фронты волн должны падать на светочувствительную поверхность фотокатода параллельно и в фазе.

Если разность хода лучей d (рис. 6.9, *б*) равна половине длины волны λ, то набег относительной фазы составит 180°, а угол расхождения между принимаемым и опорным лучом γ, соответствующий этому набегу, определяется из отношения

$$\sin\gamma = \frac{d}{Д_А} = \frac{\lambda}{2Д_А},$$

где $Д_А$ — апертура собирающей оптики на детекторе.

Допустимая непараллельность двух световых лучей, падающих на фотокатод смесителя, будет обеспечена, если

$$\sin\gamma \ll \frac{\lambda}{2Д_А}, \qquad (6.3)$$

За рубежом считают, что допустимое значение γ составляет 10^{-5}—10^{-6} радиан.

Преимуществом супергетеродинного приема является возможность получения большого усиления принятого сигнала и осуществления дополнительной селекции, которая не может быть обеспечена входным узкополосным фильтром.

Обзор пространства лазерными визирами достигается путем сканирования лазерного луча. Для этой цели используются как оптико-механические, так и оптико-электронные методы управления положением луча. Однако оптико-механические методы, основанные на применении вращающихся зеркал или призм, не обеспечивают высокой скорости сканирования. Перспективными являются специальные механические системы, обеспечивающие высокую скорость сканирования. В этих **сканатронах**, получивших название дефлекторов, используются те же эффекты, что и в оптических модуляторах.

Дефлекторы можно разделить на две группы: дефлекторы, осуществляющие внутреннее сканирование и составляющие единое целое с оптическими квантовыми генераторами, и дефлекторы, осуществляющие внешнее сканирование по отношению к ОКГ.

Принцип действия дефлекторов первой группы основан на выделении или подавлении различных типов колебаний в оптическом резонаторе, а второй группы — на использовании ряда физических эффектов, к которым относятся ультразвуковые и электрооптические явления аномальных дисперсий.

Работа ультразвуковых дефлекторов основана на управлении преломлением (рефракцией) света в неоднородной среде. Если в среде происходит изменение показателя преломления в направлении, перпендикулярном направлению распространения света, то падающий луч будет отклоняться от своего первоначального направления в сторону возрастания показателя преломления. В ультразвуковых дефлекторах под действием ультразвуковых колебаний происходит периодическое изменение давления среды, в которой проходит световой луч, вследствие чего изменяется показатель преломления, приводящий к отклонению светового луча.

Конструктивно ультразвуковой дефлектор выполняется в виде кюветы, заполненной жидкостной или твердотельной средой, в которой возбуждается стоячая ультразвуковая волна.

В жидкостных дефлекторах используются вода, сероуглерод, азотная кислота, которые дают максимальные полные угловые отклонения 1,1 и 1,4° соответственно при максимальном изменении звукового давления в 0,25 МПа. Эффективным является применение четыреххлористого этилена, который позволяет получить угловое отклонение до 6°.

Наиболее перспективны среди твердых материалов прозрачные пьезоэлектрические кристаллы с высокой добротностью, к которым относится и кварц, позволяющий при срав-

нительно небольших напряжениях сканирования $U_{скан}$ получать достаточно большие углы отклонения.

Чтобы обеспечить обзор пространства в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, в состав дефлектора включают две ячейки, расположенные под углом 90° одна к другой. На каждую ячейку подается напряжение $U_{скан}$. В результате последовательного прохождения через обе ультразвуковые ячейки луч отклоняется в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

В электрооптических дефлекторах используется эффект изменения коэффициента преломления некоторых сред под действием электрического поля. Отклонение светового луча происходит при его прохождении через преломляющую среду, к которой приложено электрическое поле.

В зависимости от материалов, используемых в электрических дефлекторах, угол отклонения луча пропорционален либо прикладываемому напряжению, либо его квадрату. Линейным электрическим эффектом обладают кристаллы КДР, CuCl, а квадратическим — кристаллы KTN, $BaTiO_3$ и др.

Чтобы получить линейную зависимость между изменением коэффициента преломления и приложенным полем, электрооптический кристалл помещают в электрическое поле, создаваемое квадрупольным конденсатором с гиперболическими электродами.

Дефлекторы с квадратичным электрооптическим эффектом могут изготовляться в виде призм с обкладками конденсаторов. Призма изготовляется из кристаллов типа KTN. В результате действия управляющего напряжения, подводимого к обкладкам конденсаторов, происходит изменение угла отклонения светового луча.

7. БОРТОВЫЕ КООРДИНАТОРЫ ЗУР

7.1. Назначение, классификация, основные характеристики

Бортовые координаторы ЗУР предназначаются для измерения параметра рассогласования, который характеризует меру нарушения связей, налагаемых методом наведения на закон движения ракеты. Вид параметра рассогласования, обусловленный принятым методом наведения, определяет схему построения и установку координатора. Так, при методах прямого наведения координатор измеряет угловые величины, при методах параллельного и пропорционального сближения — угловую скорость вращения линии ракета— цель [7].

В результате измерения параметра рассогласования координатор выдает в СРП напряжение сигнала рассогласования, которое является исходным для выработки команд управления полетом ракеты.

Независимо от схемы построения координаторы должны обеспечивать требуемые дальности обнаружения $D_{обн}$, захвата и устойчивого автоматического сопровождения целей, иметь требуемый угол поля зрения ($\Omega_к$). Измерение параметра рассогласования должно быть с минимально допустимыми ошибками. Координатор должен иметь минимальную дальность ослепления и срыва сопровождения цели. Масса и габаритные размеры координатора должны быть минимальными, схема его построения — простой, надежность — относительно высокой.

Удовлетворение всех перечисленных требований не всегда представляется возможным, поэтому в ряде случаев прибегают к компромиссным техническим решениям.

Дальность обнаружения и захвата цели координатором определяется из принятой в данном комплексе дальности стрельбы и должна быть не менее

$$D_{обн} \geqslant \sqrt{[d_{стр\,max} + V_ц t_\Sigma]^2 + H_ц^2}, \qquad (7.1)$$

где $d_{стр\,max}$ — заданная дальность стрельбы (горизонтальная);
$H_ц$ — предполагаемая высота полета цели;

t_Σ — время старта и время полета ракеты до точки встречи.

Дальность захвата является функцией требуемого отношения $p_c/p_ш$ и зависит от свойств цели, а также от технических характеристик координатора (мощности источника облучения цели, уровня собственных шумов, ширины луча и т. п.).

Дальность устойчивого сопровождения для бортовых координаторов принимается практически равной дальности захвата цели, так как повторный захват цели и переход к автоматическому сопровождению в процессе полета ракеты представляют сложную техническую задачу.

Угол поля зрения координатора $\Omega_к$ есть телесный угол, в пределах которого наблюдается цель, он ограничен образующими конуса с вершиной в фокусе оптической системы координатора или в фазовом центре антенны. В оптических координаторах его величина определяется параметрами оптической системы (фокусным расстоянием, кривизной поверхности линз и другими факторами), в радиотехнических — зависит от свойств антенны и длины волны.

Для получения высокой разрешающей способности координатора по направлению угол поля зрения стремятся установить минимальным, тогда как наведение ракет на быстро летящие цели требует его увеличения.

В неподвижных координаторах угол $\Omega_к$ должен быть не менее величины, при которой цель за время запаздывания системы не выйдет из поля зрения координатора:

$$\Omega_к \geqslant \dot{\varphi}_ц t_{з.\,с}. \qquad (7.2)$$

Если принять $\dot{\varphi}_ц = 5-10°/с$, $t_{з.с} = 1$ с, то получим $\Omega_к = 5-10°$ Наибольшие скорости изменения углового положения цели относительно ракеты имеют место при минимальных дальностях ракета—цель. Поэтому если для данной системы самонаведения минимальная дальность равна D_{min}, а $V_ц = 500$ м/с, то максимальная величина $\dot{\varphi}_ц = 57{,}3 \cdot V_ц/D_{min}$.

Приняв для примера $D_{min} = 1000$ м, получим $\dot{\varphi}_ц = 11{,}46$ град/с, с приближением ракеты к цели эта величина возрастает. Это свидетельствует о том, что угол поля зрения неподвижных координаторов ЗУР, предназначаемых для стрельбы по скоростным целям, должен иметь величину до десяти градусов и более.

Очевидно, что точность наведения ЗУР в системах с неподвижными координаторами должна быть такой, при которой параметр рассогласования, измеренный в угловой мере, не должен превышать величину угла поля зрения. В противном случае при $\Delta q > \Omega_к$ наведение окажется невозможным.

В подвижных следящих координаторах величина $\Omega_к$ может быть значительно меньше, так как при изменении направления линии ракета—цель изменяет свое положение и

ось $ox_к$. При точном сопровождении цели его величина может быть сколь угодно малой. Однако при сопровождении цели имеют место ошибки, вызванные изменениями параметров движения цели, флюктуациями принимаемых координатором сигналов, уходом параметров аппаратуры от заданных значений. Величины этих ошибок ограничивают минимально допустимое значение угла поля зрения.

В системах самонаведения с приближением ракеты к цели (с уменьшением дальности ракета—цель) возрастают угловая скорость вращения вектора дальности и мощность принимаемого координатором сигнала. В результате при некоторых значениях дальности D_{min} наступает срыв автосопровождения цели.

Сигналы большой мощности вызывают перегрузку приемного тракта пеленгационного устройства, что делает невозможным выделение информации об измеряемых параметрах движения цели. Величина дальности ослепления зависит от ряда факторов, к основным из них можно отнести свойства цели (ее геометрические размеры, способность отражать или излучать энергию), свойства координатора. Если считать, что ослепление происходит при мощности сигнала $P_{с. осл}$, то дальность ослепления определяется из выражений:

для активных радиотехнических координаторов

$$D_{осл. А} \leqslant \sqrt{\frac{P_п G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_ц}{(4\pi)^3 P_{с. осл}}}; \qquad (7.3)$$

для полуактивных координаторов

$$D_{осл. П/А} \leqslant \frac{1}{D_ц} \sqrt{\frac{P_п G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_ц}{(4\pi)^3 P_{с. осл}}}, \qquad (7.4)$$

где $P_п$ — мощность излучения передатчика;

G_1, G_2 — коэффициенты направленного действия антенны передатчика и антенны приемника координатора соответственно;

λ — длина волны координатора;

$D_ц$ — дальность цели относительно пункта управления.

Из выражений (7.3) и (7.4) видно, что дальность ослепления полуактивных координаторов может быть получена значительно меньшей, чем в координаторах активного типа, при этом с увеличением дальности стрельбы она уменьшается.

Срыв автоматического сопровождения цели координатором происходит при условии, когда угловая скорость вращения линии ракета—цель, а следовательно, и угловая скорость вращения оси $ox_к$ координатора ($\dot{\varphi}_к$) превысят допустимое значение $\dot{\varphi}_{к. д}$.

Угловая скорость вращения линии ракета—цель в продольной плоскости

$$\dot{\varepsilon} = \frac{V_р \sin(\varepsilon - \Theta) - V_ц \sin(\varepsilon - \Theta_ц)}{D}. \qquad (7.5)$$

Дальность, при которой происходит срыв автоматического сопровождения цели координатором

$$D_{\min} \geqslant \frac{V_p \sin(\varepsilon - \Theta) - V_ц \sin(\varepsilon - \Theta_ц)}{\dot{\varepsilon}_{к.\,д}}, \qquad (7.6)$$

где $\dot{\varepsilon}_{к.\,д}$ — допустимое значение угловой скорости сопровождения цели координатором в продольной плоскости.

Очевидно, что прекращение работы системы наведения по причине ослепления координатора или срыва автоматического сопровождения приведет к промаху.

При заданном значении этого промаха и известных характеристиках цели и ракеты можно определить допустимое значение минимальной дальности неуправляемого полета ракеты.

Объем решаемых координатором задач и его назначение определяют выбор системы координат координатора. Чаще направление на цель относительно ракеты может быть определено углом рассогласования в продольной и поперечной плоскостях φ_y, φ_z, углом рассогласования φ и углом фазирования Ф, линейными отклонениями цели от продольной оси координатора Δ_y, Δ_z, углом фазирования Ф и линейным отклонением цели Δ от РСН. В биплоскостной системе координат положение цели относительно ракеты характеризуется величинами $\varepsilon_ц$, $\gamma_ц$ и $D_ц$.

Система осей координат координатора $ox_к y_к z_к$ может быть неподвижна или подвижна (развязана) относительно осей координат ракеты, в связи с чем различают координаторы неподвижного и подвижного типа (рис. 7.1, 7.2, 7.3). В **неподвижных** координаторах оси координат совмещены с осями связанной системы координат ракеты $ox_1 y_1 z_1$. Координаторы этого типа не следят за перемещением цели, а лишь измеряют величину углового рассогласования φ между направлением на цель и продольной осью ракеты.

В результате измерения величины угла $\varphi(t)$ неподвижный координатор формирует напряжение сигнала рассогласования $U_\varphi = \kappa_1 \varphi(t)$, пропорциональное величине этого угла или его составляющим, т. е.

$$U_y = \kappa_y \varphi_y(t); \quad U_z = \kappa_z \varphi_z(t), \qquad (7.7)$$

где κ_y, κ_z — коэффициенты преобразования.

Если для оценки величины отклонения цели от оси $ox_к$ приняты другие координаты, то координатор выдает сигнал рассогласования в принятой системе координат.

Напряжение сигнала рассогласования в системах управления ЗУР с неподвижными координаторами используется для формирования команд (сигналов) управления полетом ракеты. В результате отработки команд ракета в пространстве ориентируется так, чтобы параметр рассогласования был

близок к нулю, т. е. чтобы цель находилась, например, на направлении продольной оси ракеты, что соответствует методу прямого наведения:

$$\Delta_q(t) = q(t) = \varphi(t) = \varepsilon(t) - \vartheta(t). \qquad (7.8)$$

Структурная схема неподвижного координатора при реализации метода прямого наведения показана на рис. 7.1, *б*.

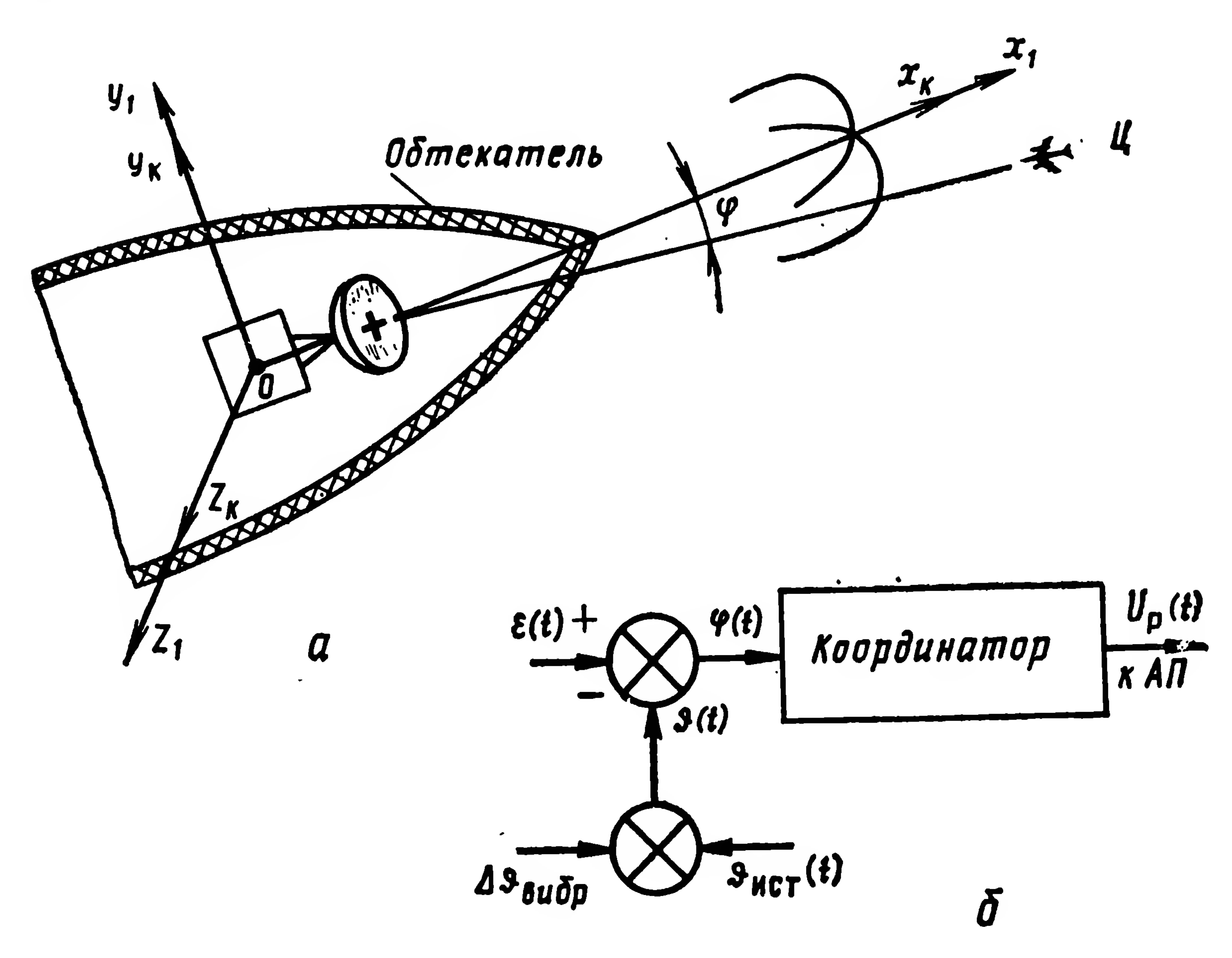


Рис. 7.1. Неподвижный координатор (*а*) и его структурная схема (*б*)

При наличии вибраций корпуса ракеты величина угла $\vartheta(t) = \vartheta_{ист} + \Delta\vartheta_{вибр}$. В результате угловая вибрация ракеты при неподвижном координаторе входит в состав параметра рассогласования, ухудшая точность наведения.

В системах управления ЗУР с неподвижными координаторами используется однопетлевая система наведения (за исключением системы стабилизации), участвующая в управлении полетом ракеты.

Подвижными называются координаторы, оси координат которых могут изменять свое положение относительно осей координат ракеты. Эти координаторы можно разделить на подвижные неследящие и подвижные следящие.

Подвижные неследящие координаторы (рис. 7.2) могут изменять положение осей координат относительно связанной системы $ox_1y_1z_1$. Такое изменение производится при нацеливании координатора до старта ракеты, при этом координатор устанавливается так, чтобы цель ока-

залась на его оси $ox_к$. В дальнейшем это положение осей фиксируется относительно вектора скорости ракеты или земной системы координат и остается неизменным в процессе полета ракеты. В частности, такие координаторы могут находить применение при наведении ракет по методам погони и параллельного сближения.

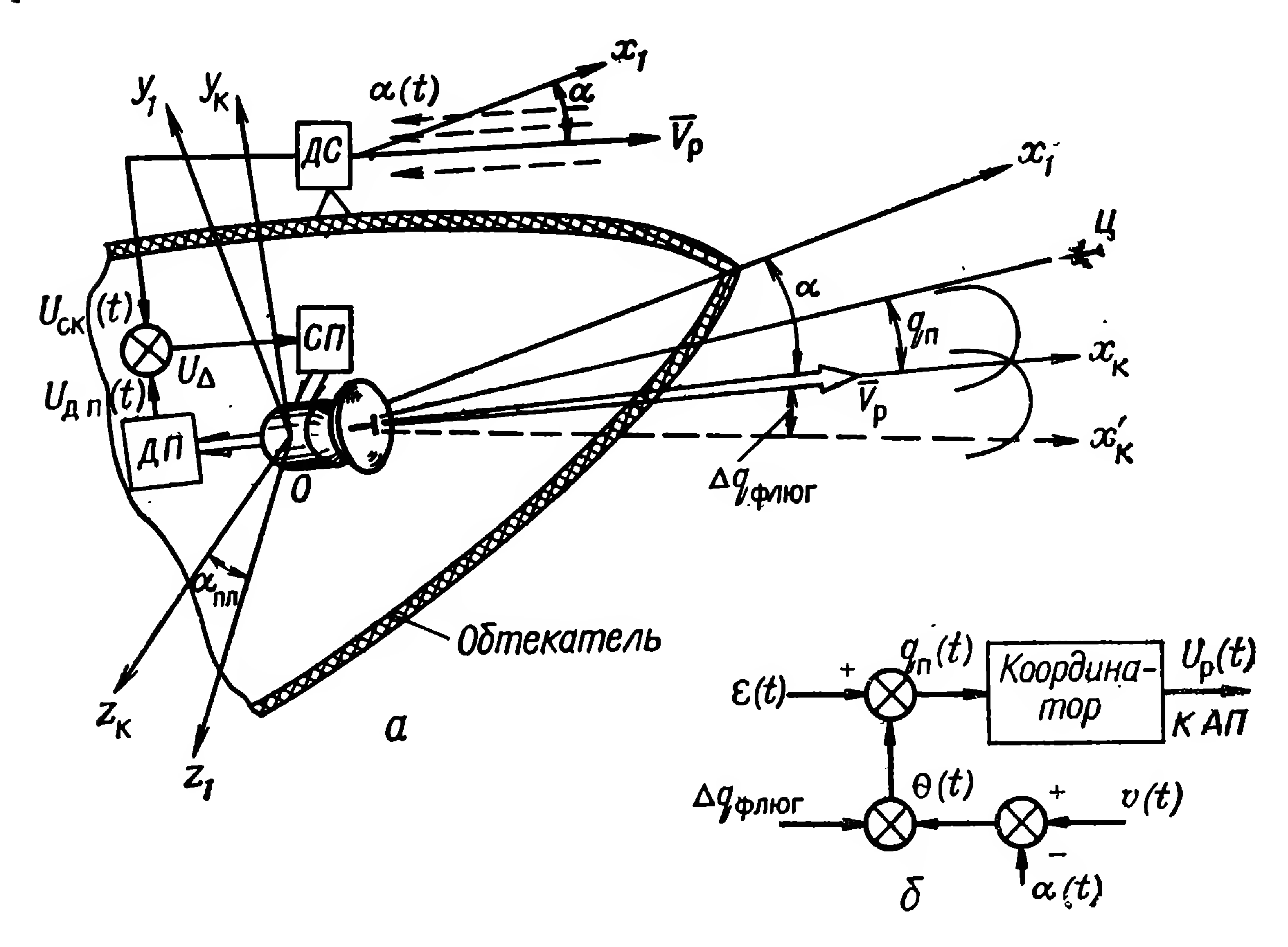


Рис. 7.2. Подвижный неследящий координатор (*а*) и его структурная схема (*б*)

В системах управления, реализующих метод погони, для непосредственного измерения параметра рассогласования, которым является угол $q_п(t)$ между направлением на цель и вектором скорости ракеты $\bar{V}_р$, применяют подвижные неследящие координаторы, ориентированные по оси ox поточной системы координат $oxyz$. Для этого используют силовые флюгерные устройства.

Флюгерное устройство представляет собой следящую систему, включающую датчик положения вектора скорости ДС, силовой привод СП, платформу ПЛ с установленным на ней измерительным элементом координатора, датчик углов положения платформы ДП, измерительное устройство И (рис. 7.2, *а*).

Датчик измерения направления вектора скорости ДС измеряет угол α и выдает напряжение $U_{ск}$, пропорциональное его величине. Это напряжение поступает на измерительный элемент. Сюда же подается напряжение $U_{дп}$, пропорциональное углу $\alpha_{пл}$, характеризующее положение платформы относительно оси ox поточной системы координат. В результате

сравнения этих напряжений измерительный элемент выдает напряжение $U_{\Delta}=U_{ск}-U_{пл}$, пропорциональное разности углов $\alpha-\alpha_{пл}$.

Напряжение U_{Δ} после преобразования поступает в силовой привод. Под действием этого напряжения исполнительный двигатель привода поворачивает платформу так, чтобы разность углов $\alpha-\alpha_{пл}$ была близка к нулю. Тем самым ось координатора $ox_к$ устанавливается в направлении вектора скорости $\overline{v}_р$ ракеты, при этом возникающая ошибка установки $\Delta q_{флюг}$ входит в состав параметра рассогласования и определяет точность наведения ракеты на цель.

Из уравнения метода погони следует, что параметр рассогласования

$$\Delta q(t)=q_п(t)+\Delta q_{флюг}(t), \tag{7.9}$$

где $q(t)=\varepsilon(t)-\Theta(t)$ или $q_п(t)=\varepsilon(t)-[\vartheta(t)-\alpha(t)]$.

На схеме получения параметра рассогласования при методе погони (рис. 7.2, *б*) показано, что входным воздействием системы управления является угол места $\varepsilon(t)$ линии ракета—цель. Система управления ЗУР отрабатывает это воздействие так, чтобы удовлетворить равенство $\Theta(t)=\varepsilon(t)$. При нарушении этого равенства возникает параметр рассогласования, измеряемый углом $q_п(t)$. В результате измерения величины этого угла координатор выдает напряжение рассогласования $U_р$, которое является исходным для формирования команд управления.

При наведении ракеты по методу параллельного сближения до старта ракеты координатор устанавливается так, чтобы ось $ox_к$ совпадала с направлением на цель. Это направление фиксируется гиростабилизатором координатора и остается постоянным в процессе полета ракеты к цели.

При отклонении ракеты от кинематической траектории возникает угол рассогласования Δq между осью $ox_к$ и направлением на цель. В результате измерения этого угла координатор выдает напряжение

$$U_р=к_{пр}\Delta q(t). \tag{7.10}$$

Если управление полетом ракеты производится в двух взаимно перпендикулярных плоскостях (в продольной и поперечной), а величина отклонения цели оценивается углами рассогласования φ_z и φ_y в этих плоскостях, то в координаторе могут быть получены напряжения:

$$\begin{aligned} U_y&=к_y\varphi_y(t);\\ U_z&=к_z\varphi_z(t), \end{aligned} \tag{7.11}$$

где $к_y$, $к_z$ — коэффициенты преобразования.

Малые приращения величины углов φ_y и φ_z будут характеризовать угловую скорость вращения линии ракета—цель. В конечном счете можем записать:

$$\frac{dU_y}{dt} = K_y \frac{d\varphi_y}{dt}; \quad \frac{dU_z}{dt} = K_z \frac{d\varphi_z}{dt}. \qquad (7.12)$$

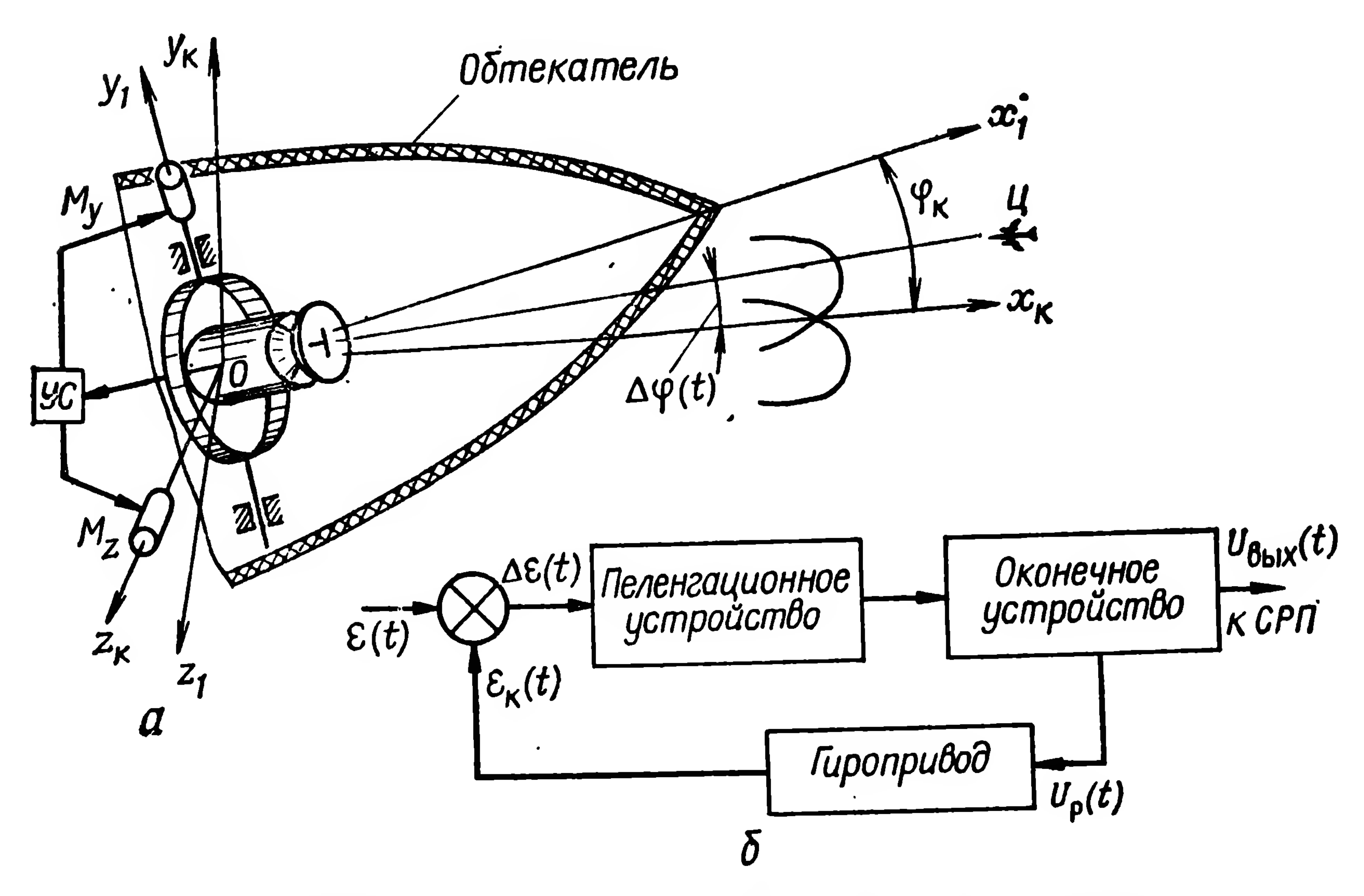


Рис. 7.3. Подвижный следящий координатор (*а*) и его структурная схема (*б*)

Продифференцировав выходные напряжения U_y, U_z, получим напряжения, пропорциональные угловой скорости вращения линии ракета — цель. Такой координатор позволяет измерить параметр рассогласования при наведении ракеты по методу параллельного сближения.

Подвижными следящими координаторами называются такие, в которых ось $ox_К$ ориентируется по направлению вектора дальности ракета—цель путем непрерывного слежения координатором за целью (рис. 7.3). Последнее обстоятельство лежит в основе деления координаторов на неследящие и следящие.

В зависимости от вида энергии, используемой для получения информации о цели, координаторы делятся на активные, полуактивные и пассивные.

Активными называются координаторы, в которых для получения информации о цели используется отраженная от нее энергия, при этом источник облучения цели размещен на борту ракеты (находится в составе координатора). Такие координаторы могут быть использованы как в системах самонаведения, так и в системах телеуправления второго типа.

Полуактивные — такие координаторы, в которых для получения информации о параметрах движения цели используется отраженная от нее энергия. Источник энергии для облучения цели размещается на пункте управления. Из сказанного следует, что в составе полуактивного координатора источник облучения цели отсутствует, что делает его более легким и дешевым.

Пассивные координаторы для получения информации о целях используют энергию, излучаемую целью. Такой энергией принято считать энергию отраженных световых волн, источником которых является Солнце, тепловую (лучистую) энергию, энергию радиотеплового излучения, энергию звука и энергию радиоизлучения цели. В зависимости от этого различают пассивные координаторы световые, тепловые (инфракрасные), радиотепловые, акустические, радиотехнические. Так как использование некоторых видов энергии по известным причинам не представляется возможным или технически сложно, то в настоящее время находят применение световые и инфракрасные координаторы, называемые оптическими. Они работают в диапазонах видимых и инфракрасных волн электромагнитного спектра $\lambda_с = 0{,}38—0{,}76$ мкм и $\lambda_{ик} = 0{,}76—1000$ мкм.

Координаторы активного и полуактивного типа также могут быть как оптическими, так и радиотехническими. В первых из них в качестве источника облучения цели служат квантовые генераторы, во вторых — передатчики СВЧ-диапазона.

Различают две основные схемы установки координаторов: со следящим гироприводом и со стабилизированным измерительным элементом. В зависимости от типа координатора измерительным элементом может быть антенна или оптическая система.

В координаторах со следящим гироприводом в процессе наведения ракеты на цель осуществляется автоматическое сопровождение цели. При этом гиропривод, являющийся элементом следящей системы, управляет положением стабилизированной платформы так, чтобы цель все время находилась на направлении продольной оси $ox_к$ координатора.

В координаторах со стабилизированным измерительным элементом перед пуском антенна (оптическая система) устанавливается так, чтобы цель находилась на направлении оси $ox_к$. При полете ракеты к цели положение оси $ox_к$ остается неизменным, так как осуществляется ее стабилизация. Такая схема установки свойственна подвижным неследящим координаторам.

Обобщая вышеизложенное, можно определить состав координатора; это пеленгационное устройство, измеряющее параметр рассогласования; селектор, иногда называемый автоселектором; приемник канала синхронизации; оконечное

устройство, формирующее сигнал рассогласования, пропорциональный параметру рассогласования; отрабатывающее устройство, представляющее следящий гиропривод (рис. 7.4).

Пеленгационное устройство имеет в своем составе измерительный элемент (антенну или оптическую систему), приемник, антенный коммутатор (или анализатор поля в оптических координаторах), источник энергии для облучения цели (в координаторах активного типа).

В активном координаторе устанавливаются передатчик и антенный коммутатор (АК), обеспечивающие работу в режиме излучения и приема на одну антенну.

Антенна координатора установлена на стабилизированной платформе, входящей в состав следящего привода, что условно показано в виде карданова подвеса, на осях которого установлены моментные моторы M_y, M_z.

До старта ракеты производится наведение координатора на выбранную для сопровождения цель. Для этого с пункта управления выдаются команды начальной установки КНУ, характеризующие угловые координаты цели (например, азимут и угол места в сферической системе координат). Эти команды в виде электрических сигналов подаются на усилитель и далее на моментные моторы M_y, M_z. С поступлением команды соответствующий моментный мотор создает момент, вызывающий поворот рамки карданова подвеса. В результате возникает процессия гироскопа, и платформа изменяет свое положение так, что антенна оказывается направленной на цель. Точное наведение координатора не представляется возможным, поэтому после отработки команд начальной установки производится захват цели на автоматическое сопровождение. Для этого переключатель *П1* устанавливается в положение *2*, тем самым замыкается следящая система координатора.

Сигналы передатчика, излучаемые антенной, поступают к цели и, отраженные от нее, принимаются антенной. После прохождения антенного коммутатора АК они поступают на вход приемного устройства. Сигналы содержат информацию о величине и знаке отклонения цели от оси $ox_к$ координатора.

После преобразования в приемнике они поступают в оконечное устройство, предназначенное для формирования сигнала рассогласования $U_р$, соответствующего величине угла отклонения цели от оси $ox_к$.

Напряжение сигнала рассогласования через переключатель *П1* подается на усилитель и далее на моментные моторы, в результате стабилизированная платформа, а следовательно, и антенна поворачиваются на некоторый угол, и цель оказывается на направлении оси $ox_к$ координатора. При этом

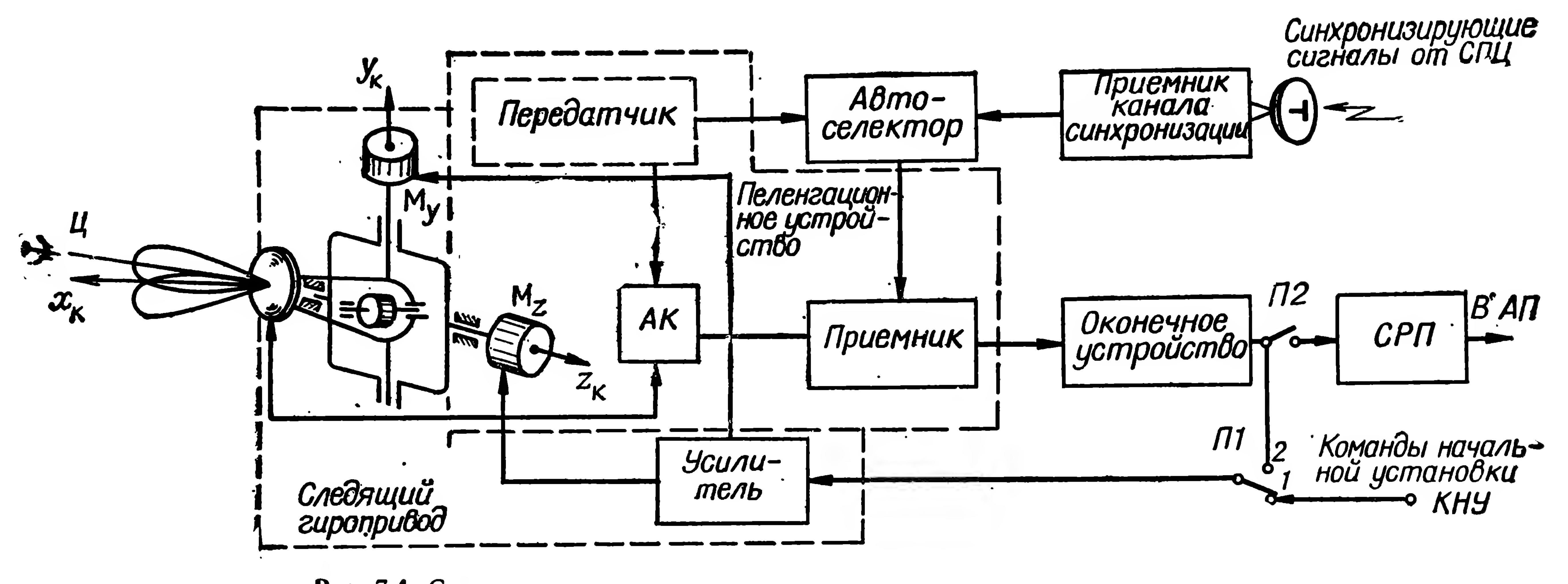


Рис. 7.4. Схема подвижного радиотехнического координатора (вариант)

система переходит в режим автоматического сопровождения цели по направлению.

Селекция сигналов цели по дальности и скорости осуществляется автоселектором, на который выдаются сигналы нулевой дальности от передатчика или от СПЦ через приемник канала синхронизации.

Автоселектор представляет собой электронную следящую систему по дальности или скорости, наведение которой на цель осуществляется также до старта ракеты. В процессе слежения за целью автоселектор выдает в приемник сигналы селекции, исключающие прохождение через него сигналов других целей.

После старта ракеты в определенный момент времени переключатель *П2* устанавливается в положение *2*, в результате чего сигнал рассогласования с выхода оконечного устройства поступает как на моментные моторы, так и в схему счетно-решающего прибора (СРП) для формирования сигналов (команд) управления полетом ракеты.

Подвижные следящие координаторы применяют при наведении ракет по методам параллельного и пропорционального сближения.

Известно, что при методе пропорционального сближения в процессе движения ракеты в продольной плоскости должно выполняться условие $\dot{\Theta}=\kappa\dot{\varepsilon}$, т. е. угловая скорость вращения вектора скорости ракеты должна быть пропорциональна угловой скорости вращения линии ракета—цель (κ — коэффициент пропорциональности). Значит, для получения параметра рассогласования, равного

$$\Delta_{\dot{\Theta}}=\kappa\dot{\varepsilon}-\dot{\Theta}, \qquad (7.13)$$

необходимо измерять $\dot{\varepsilon}(t)$ и $\dot{\Theta}(t)$.

Измерение $\dot{\varepsilon}(t)$ не представляет трудности при использовании следящего координатора, в котором ось $ox_к$ непрерывно совмещается с направлением линии ракета—цель. Координатор в этом случае выдает напряжение

$$U_{\dot{\varepsilon}}=\kappa_{пр}\dot{\varepsilon}(t).$$

Наиболее сложным является измерение $\dot{\Theta}(t)$. Однако ее величину можно измерить косвенным путем, так как $\dot{\Theta}=$ $=W_н/V_р$.

Таким образом, измеряя текущее значение $W_н$ и зная значение скорости ракеты $V_р$, можем получить напряжение

$U_{\dot\theta}$. Тогда сигнал рассогласования, пропорциональный $\Delta_{\dot з}$, может быть получен как

$$U_{p\Delta\dot\theta}=\frac{к}{к_{пр}}U_{\dot\varepsilon}-U_{\dot\theta}.$$

Использование этого сигнала как основы для формирования команд управления позволяет получить заданный закон сближения ракеты с целью.

7.2. Оптические координаторы

Оптические координаторы работают в диапазонах видимых (световых) и инфракрасных волн, в соответствии с чем различают световые и инфракрасные координаторы. По принципу действия и устройству они имеют много общего. Их существенным отличием являются особенности приемников энергии, обеспечивающих преобразование световых или тепловых сигналов в электрические. Если в световых координаторах в качестве приемников используются фотоприемники, выполняемые на фоторезисторах и фотоумножителях, то в инфракрасных координаторах таковыми служат приемники на терморезисторах.

Оптические координаторы чаще выполняются как подвижные следящие, имеют малый угол поля зрения, малые габаритные размеры и массу, что обусловило возможность их применения на ракетах малого калибра (ЗРК «Ред Ай»).

Цели, находящиеся в пределах поля зрения на дальностях обнаружения, будут отображаться оптической системой в фокальной плоскости. Таким образом, величина угла поля зрения определяет поисковые возможности координатора и составляет единицы градусов. Получение требуемого значения $\Omega_к$ достигается применением линз с определенными фокусными расстояниями $f_{об}$.

Линия, проходящая через точки $OO'O''$ (рис. 7.5), т. е. линия $ox_к$, называется продольной осью координатора. Ее положение соответствует равносигнальному направлению. При нахождении цели в любой точке на оси $ox_к$ сигнал рассогласования на выходе координатора равен нулю. В процессе сопровождения цели координатор определяет отклонение цели относительно продольной оси. Величина отклонения оценивается координатами: углом фазирования Φ и углом рассогласования φ; углами рассогласования в продольной и поперечной плоскостях φ_y, φ_z; углом фазирования и линейным отклонением цели от оси координатора Δ; линейными величинами Δy, Δz, представляющими собой проекции линейного отклонения цели от оси $ox_к$ на оси координат $oy_к$, $oz_к$.

Плоскость, проходящая через ось $ox_к$ координатора и направление на цель, называют плоскостью рассогласования,

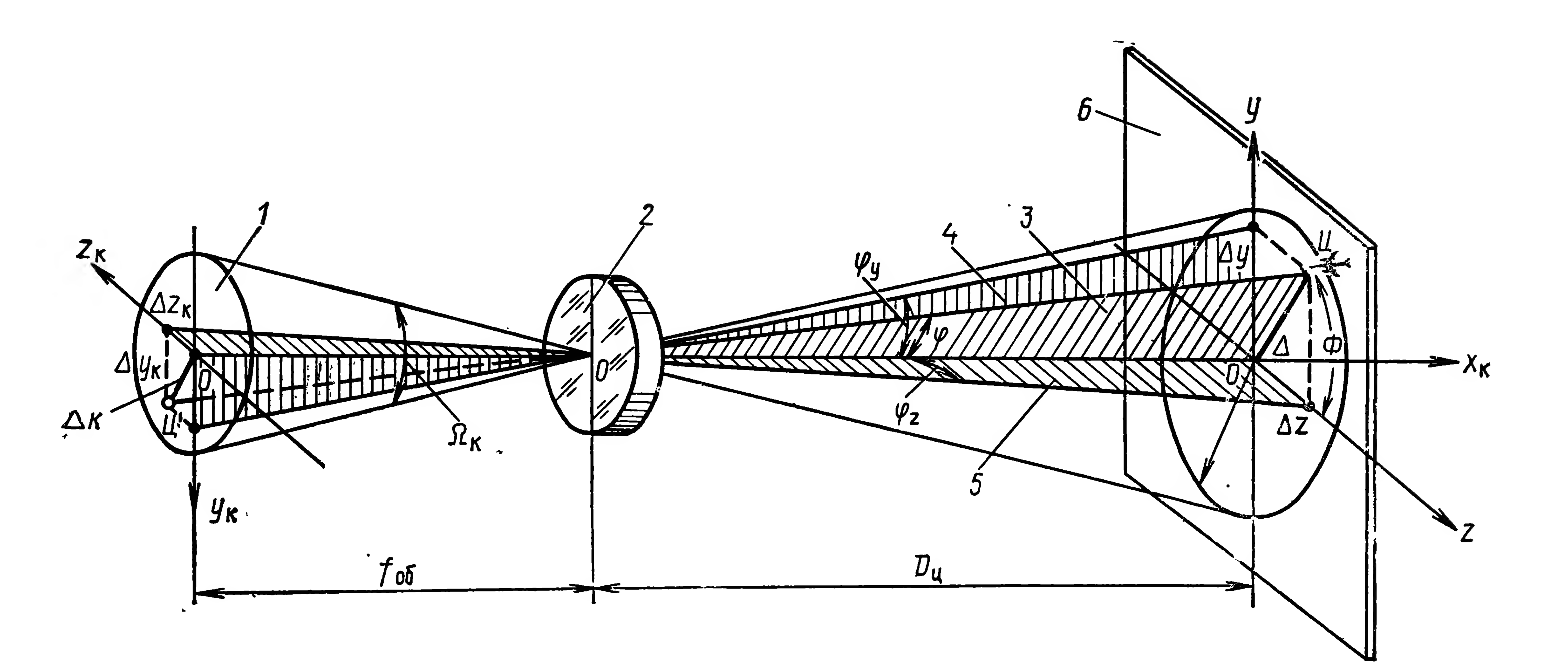


Рис. 7.5. К определению положения цели в пространстве оптическими координаторами:

1 — фокальная плоскость; *2* — оптическая система; *3* — плоскость рассогласования; *4* — продольная плоскость; *5* — поперечная плоскость; *6* — плоскость положения цели; $\Omega_к$ — угол поля зрения координатора

Ее положение относительно поперечной плоскости определяется углом фазирования Ф.

Из рис. 7.5 видно, что оптическая система позволяет получать изображение целей в фокальной плоскости, при этом углы, характеризующие положение цели относительно оси координатора,

$$\left.\begin{aligned} \varphi &= \operatorname{arctg}\frac{\Delta}{D_{ц}} \approx \frac{\Delta_{к}}{f_{об}}; \\ \varphi_y &= \operatorname{arctg}\frac{\Delta y}{D_{ц}} \approx \frac{\Delta y_{к}}{f_{об}}; \\ \varphi_z &= \operatorname{arctg}\frac{\Delta z}{D_{ц}} \approx \frac{\Delta z_{к}}{f_{об}}. \end{aligned}\right\} \quad (7.15)$$

Выражение (7.15) записано в предположении того, что величины углов рассогласований в оптических координаторах не превышают 6—10°. При этом изменение положения цели в пространстве относительно продольной оси координатора приводит к изменению положения ее изображения, что видно из рис. 7.5 и выражений:

$$\Delta_{к} = \frac{\Delta}{D_{ц}} f_{об}; \quad \Delta y_{к} = \frac{\Delta y}{D_{ц}} f_{об}; \quad \Delta z_{к} = \frac{\Delta z}{D_{ц}} f_{об},$$

где $\Delta_{к} = ОЦ'$; $\Delta y_{к}$, $\Delta z_{к}$ — проекции линейного отклонения изображения цели на оси координат координатора.

В процессе сопровождения цели координатор определяет, например, углы φ_y, φ_z и выдает сигналы рассогласования, характеризующие отклонение цели от оси $ox_{к}$ в следующей зависимости:

$$\left.\begin{aligned} U_y(t) &= \kappa_{пр}\varphi_y(t) = \kappa_{пр}\Delta y(t); \\ U_z(t) &= \kappa_{пр}\varphi_z(t) = \kappa_{пр}\Delta z(t), \end{aligned}\right\} \quad (7.16)$$

где $\kappa_{пр}$ — коэффициент преобразования.

При реализации выражений (7.16) на выходе координатора имеют место напряжения, управляющие положением оптической оси в двух независимых взаимно перпендикулярных плоскостях — поперечной и продольной. Если же положение цели характеризуется углом рассогласования и углом фазирования, то выходные напряжения координатора будут пропорциональны:

$$\left.\begin{aligned} U_1(t) &= \kappa_{пр}\Phi(t); \\ U_2(t) &= \kappa_{пр}\varphi(t). \end{aligned}\right\} \quad (7.17)$$

В этом случае для отработки координатором рассогласования необходимо управление по крену и в плоскости рассогласования.

Выделение сигналов рассогласования осуществляется в процессе анализа поля изображения целей и преобразования светового или лучистого потока в фотоприемнике. Для этого

используются различные методы анализа поля изображений: частотный, фазоимпульсный, времяимпульсный, амплитудный и др.

Из изложенного следует, что световые и инфракрасные координаторы не позволяют измерять расстояние до цели.

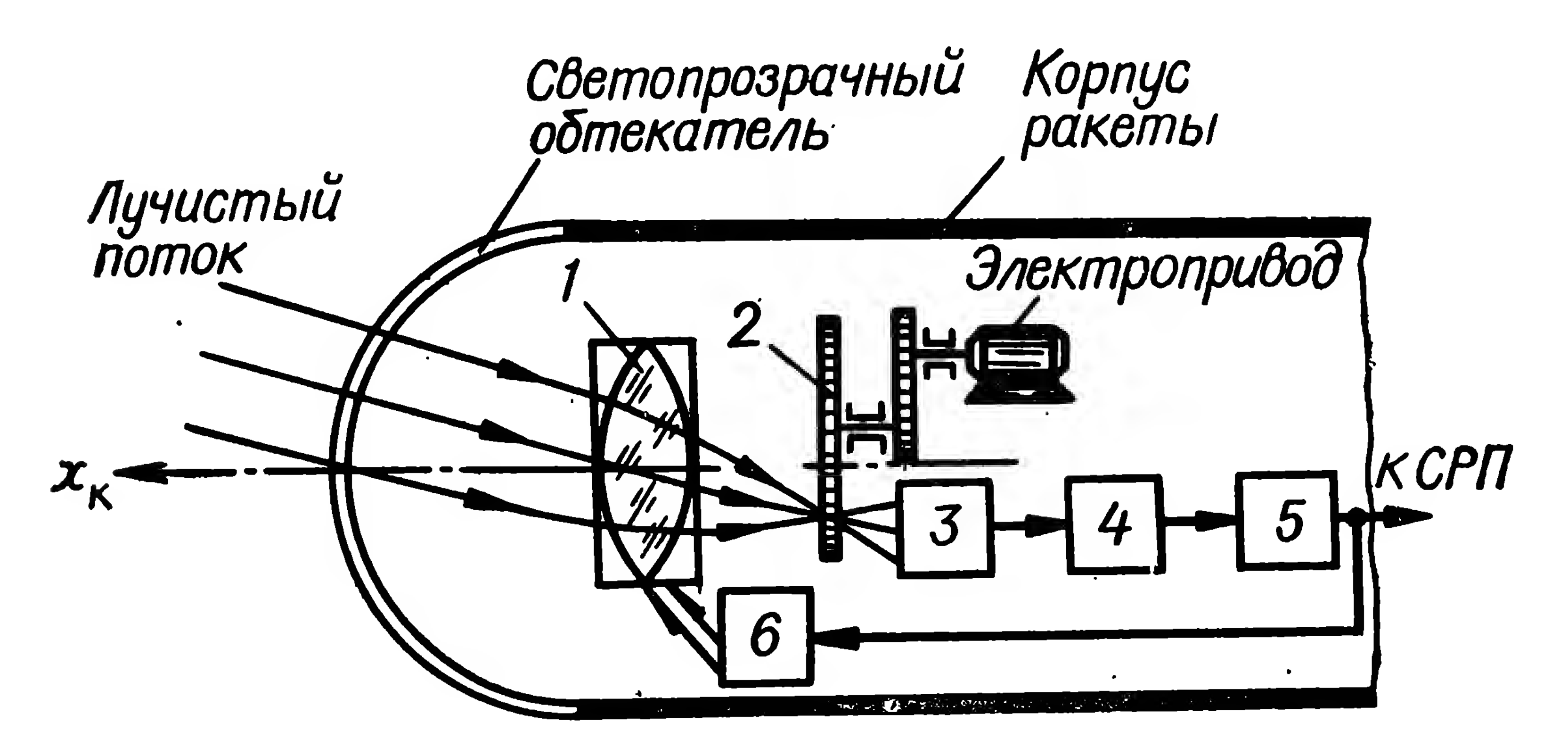


Рис. 7.6. Структурная схема **оптического координатора:**

1 — оптическая система; *2* — анализатор поля зрения; *3* — приемник лучистой (световой) энергии; *4* — усилитель электрических сигналов; *5* — устройство выделения сигнала рассогласования; *6* — устройство отработки рассогласований

Принцип действия оптического координатора (рис. 7.6) сводится к следующему. При сопровождении цели ось координатора направлена на цель. Световой или лучистый поток от цели через обтекатель поступает в окно координатора и попадает в оптическую систему, предназначенную для собирания и концентрации его на чувствительную площадку приемника. Оптическая система может быть выполнена на линзах, зеркалах или призмах.

Сфокусированный световой (лучистый) поток поступает на анализатор поля зрения, установленный в фокальной плоскости оптической системы. В задачу анализатора входят последовательный просмотр поля зрения координатора в фокальной плоскости; анализ объектов — источников световой или лучистой энергии, находящихся в поле зрения; модуляция по определенному закону потока энергии, поступившего от оптической системы. В результате выполнения перечисленных выше операций анализатор обеспечивает выделение информации о параметрах движения цели, в частности определение ее углового положения относительно ракеты.

Промодулированный поток после прохождения анализатора поступает на приемник энергии, предназначенный для преобразования его в электрические сигналы, форма которых на выходе приемника строго соответствует закону модуляции потока энергии анализатором. В результате электрические сигналы несут информацию об угловом положении цели.

Усиление электрических сигналов осуществляется в усилителях фототока, выполняемых на обычных электронных усилителях. Уровень усиления должен быть достаточно высоким, позволяющим получить требуемую стабильность работы оконечных устройств.

Оконечные устройства осуществляют выделение информации об угловых координаторах цели. В результате формируется напряжение рассогласования, характеризующее угол отклонения цели относительно оси $ox_к$ координатора. В некоторых координаторах оконечное устройство представляет собой схему коммутации сигналов, соответствующих углам рассогласования φ_y и φ_z, поэтому его иногда называют разделительным.

Полученные в оконечных устройствах напряжения $U_{\varphi y}$, $U_{\varphi z}$ подаются на привод и используются для управления положением оптической системы.

Из приведенной схемы (рис. 7.6) следует, что оптический координатор является подвижным следящим, осуществляющим слежение за положением цели. Он позволяет получать напряжения рассогласования, пропорциональные углам отклонения цели от оси $ox_к$ или скорости вращения линии ракета—цель. В результате чего они могут применяться в системах наведения, реализующих возможные двухточечные методы.

Оптическая система. Применение оптической системы для концентрации потока энергии намного увеличивает облученность чувствительного элемента приемника. В связи с этим возрастают плотность потока энергии на входе приемника и, следовательно, дальность действия координатора.

Оптическая система характеризуется диаметром или площадью объектива, фокусным расстоянием, коэффициентом пропускания в рабочей области спектра, разрешающей способностью, углом поля зрения и величинами искажений.

Увеличение площади объектива приводит к увеличению плотности потока энергии, что может быть использовано для повышения дальности действия координатора, однако в ракетах малого калибра диаметр оптической системы ограничен диаметром поперечного сечения корпуса ракеты в месте установки координатора.

В координаторах используются собирающие линзы, у которых фокусы являются действительными. К собирающим линзам относят двояковыпуклые, плоско-выпуклые, вогнуто-выпуклые.

Оптические системы устанавливаются так, чтобы их фокус находился в месте расположения анализатора.

В состав оптической системы могут входить оптические фильтры, подавляющие волны нежелательного диапазона.

Они выполняются из прозрачных для заданного диапазона волн светового или лучистого потока сред.

Анализаторы поля служат для анализа картинной плоскости и предварительной обработки информации, содержащейся в лучистом потоке. Различают электронно-механические, электронно-оптические и фотоэлектрические анализаторы.

Электронно-механические анализаторы выполняются в виде вращающихся модулирующих дисков или устройств вращения изображения цели.

В электронно-оптических анализаторах производится предварительное преобразование потока энергии в электронный луч, модулируемый по определенному закону. В анализаторах такого типа находят применение электронно-оптические преобразователи (диссекторы).

Фотоэлектронные анализаторы выполняются на фоточувствительных и теплочувствительных элементах, образующих мозаичную (матричную) схему. Изменение положения изображения цели в фокальной плоскости оптической системы вызывает появление электрических сигналов в определенных элементах матрицы, что позволяет определить положение цели в пространстве.

Приемники. Задача приемников состоит в преобразовании сигналов световой или лучистой энергии в электрические сигналы с сохранением информации, содержащейся в этих сигналах.

Приемники световой и лучистой энергии можно разделить на две большие группы — фотоэлектрические и тепловые. Первые из них являются преобразователями световых сигналов в электрические, вторые — преобразователями тепловой энергии.

Фотоэлектрические приемники в свою очередь делятся на приемники с внешним фотоэффектом и приемники с внутренним фотоэффектом. К первым относятся фотоэлектронные умножители и электронно-оптические преобразователи. В приемниках с внутренним фотоэффектом применяются фоторезисторы, фотогальванические элементы и др.

Тепловые приемники выполняются на термоэлементах и болометрах. Основными характеристиками приемников световой и лучистой энергии являются:

спектральная чувствительность, представляющая собой отношение выходного электрического сигнала U_λ приемника к лучистому потоку данной длины волны Φ_λ:

$$\eta = \frac{|U_\lambda|}{|\Phi_\lambda|};$$

интегральная (сигнальная) чувствительность — отношение выходного электрического сигнала приемника к немонохро-

матическому потоку определенного спектрального состава, падающему на приемник: $\eta = U/\Phi$;

шумы приемников, ограничивающие их чувствительность. Различают тепловые шумы, дробовые шумы, шумы излучения и др. Средний квадрат напряжения шумов определяется по формуле

$$\overline{U}_{ш}^2 = \sum_{i=1}^{n} \overline{u}_{i\,ш}^2; \tag{7.18}$$

пороговый поток — наименьший поток энергии, который может быть воспринят и обнаружен приемником при данном времени наблюдения и заданных вероятностях правильного обнаружения и ложной тревоги при наличии шумов. На основании известных выражений можем записать

$$\Phi_{пор} = \frac{aU_{ш}}{\eta}, \tag{7.19}$$

где a — коэффициент, зависящий от заданных значений вероятностей правильного обнаружения и ложной тревоги.

Величина, обратная пороговому потоку, называется **пороговой чувствительностью.**

Инерционность приемников характеризуется постоянной времени $\tau_{п}$, в течение которого сигнал достигает 0,67 своего максимального значения.

Оконечные устройства координаторов предназначены для выделения угловых координат цели. На их входы поступают сигналы приемников, промодулированные по определенному закону.

В зависимости от принятого метода модуляции (принципа измерения угловых координат) в качестве оконечных устройств используются резонансные усилители, фазовые детекторы, фильтры, элементы коммутации.

Схемы оптических координаторов.

1. Координаторы, основанные на частотном принципе, формируют сигнал рассогласования, характеризующий отклонение цели от оси $ox_к$ координатора, пропорциональный величине частоты модуляции лучистого потока. В таких координаторах в качестве модулятора используются вращающиеся диски с чередующимися прозрачными и непрозрачными секторами.

Рассмотрим работу частотного координатора (рис. 7.7), в котором диск разделен на восемь секторов, имеющих равное число прозрачных и непрозрачных полос. Центральные полосы каждого сектора направлены по радиусу, остальные — параллельно им. В результате число полос, пересекаемых концентрическими окружностями, с увеличением их радиуса возрастает.

При вращении диска с определенной скоростью происходит периодическая модуляция потока, в результате напряжение на выходе приемника *6* изменяется по закону, близкому к гармоническому. Частота напряжения переменного тока линейно изменяется при изменении углового отклонения цели. Таким образом, модулирующий диск данного типа позволяет получать напряжения рассогласования, соответствующие величине и направлению отклонения цели от оптической оси координатора.

Напряжение с выхода приемника поступает на резонансный усилитель *7*, имеющий полосу пропускания, перекрывающую возможный диапазон изменения частот выходного напряжения приемника. В задачу этого усилителя входит преобразование выходного напряжения приемника в гармоническое, основная гармоника которого имеет частоту, равную частоте модуляции падающего на модулятор потока.

Напряжение с выхода усилителя подается на частотный детектор, являющийся основным элементом оконечного устройства, осуществляющим преобразование гармонического напряжения в напряжение постоянного тока, величина и знак ко-

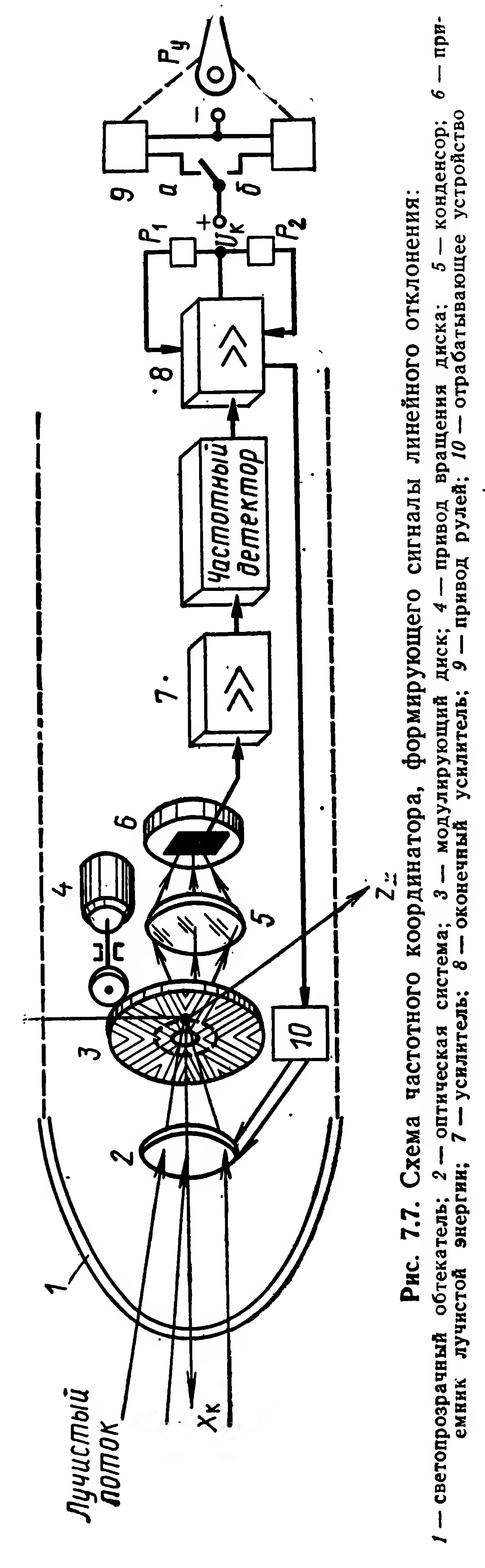


Рис. 7.7. Схема частотного координатора, формирующего сигналы линейного отклонения:

1 — светопрозрачный обтекатель; *2* — оптическая система; *3* — модулирующий диск; *4* — привод вращения диска; *5* — конденсор; *6* — приемник лучистой энергии; *7* — усилитель; *8* — оконечный усилитель; *9* — привод рулей; *10* — отрабатывающее устройство

торого должны соответствовать величине и направлению отклонения цели от оптической оси координатора.

Известно, что выходное напряжение частотных детекторов изменяется от частоты подводимого на вход напряжения. Такой детектор (рис. 7.8) содержит индуктивную и емкостную нагрузки, параллельно которым включены резисторы R_1 и R_2, с которых снимаются напряжения U_1 и U_2 соответственно.

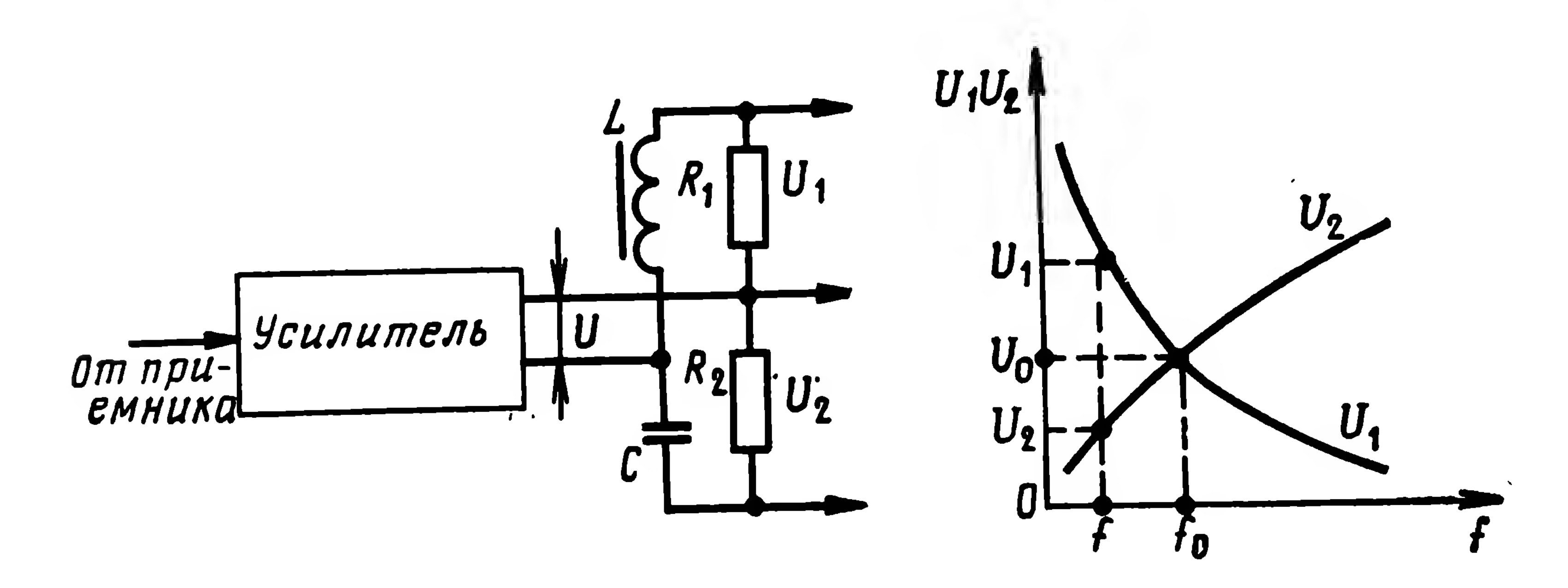


Рис. 7.8. Схема простейшего частотного детектора и график напряжений

Так, при нахождении цели на оси $ox_к$ изображение цели проектируется на линию раздела, соответствующую положению начала осей координат $ox_кy_кz_к$ координатора, при этом лучистый поток модулируется с частотой f_0, в результате чего на выходе резонансного усилителя 7 имеет место гармоническое напряжение соответствующей частоты.

Индуктивность трансформатора и емкость конденсатора подобраны так, что их сопротивления на частоте f_0 равны, т. е.

$$2\pi f_0 L = \frac{1}{2\pi f_0 C}. \qquad (7.20)$$

В результате на резисторах R_1 и R_2 имеют место равные по величине падения напряжений, и выходное напряжение частотного детектора, определяемое как $U_р = U_1 - U_2$, равно нулю.

В случае отклонения цели от оси $ox_к$ на некоторый угол изображение цели будет проектироваться в точку, смещенную относительно начала осей измерительной системы координат. В результате модуляции лучистого потока напряжение на выходе приемника будет иметь гармоническую составляющую, частота которой не равна частоте f_0. Так, при отклонении цели вправо относительно начала осей координат (рис. 7.7) частота изменения напряжения приемника будет меньше частоты f_0, а при отклонении влево — больше f_0. При увеличении угла отклонения цели неравенство частот возрастает.

Напряжение с выхода приемника определенной частоты подается на резонансный усилитель 7 и далее на частотный детектор.

При $f < f_0$ сопротивление индуктивной ветви схемы частотного детектора окажется меньше сопротивления емкостной ветви, при этом ток, протекающий по цепи LR_1 и равный

$$i_L = \frac{U}{R_1 + 2\pi f L}, \tag{7.21}$$

будет больше тока, проходящего по цепи CR_2 и равного

$$i_C = \frac{U}{R_2 + \frac{1}{2\pi f C}}.$$

Так как напряжение $U_1 = i_L R_1$, а напряжение $U_2 = i_C R_2$, то напряжение рассогласования, равное $U_р = U_1 - U_2$, будет иметь определенную величину и знак.

Будучи усиленным в усилителе 8, напряжение рассогласования используется для управления положением рулей ракеты. Для этого оно подается на обмотки поляризованного реле P_1, которое под действием этого напряжения срабатывает и замыкает один из контактов в зависимости от полярности напряжения $U_р$.

Через контакты реле подается напряжение команды на обмотки электромагнитов управления положением рулей. Величина напряжения команды $U_к$ пропорциональна величине отклонения ракеты от траектории требуемого движения. Таким образом, при отклонении цели от оси $ox_к$ координатора замыкается, например, контакт a реле P_1, в результате напряжение команды подается на электромагнит ЭМ$_1$, вызывая поворот рулей курса в определенном направлении. Это обеспечивает управление полетом ЗУР.

В качестве частотных детекторов могут быть использованы и другие схемы, позволяющие преобразовывать изменяющиеся по частоте напряжения в напряжения постоянного тока, величина которых линейно зависит от частоты. Это могут быть детекторы с двумя резонансными взаимно расстроенными контурами, с электронно-релейными преобразователями и др.

2. Координаторы, основанные на фазовом принципе измерения отклонения цели (рис. 7.9), формируют сигнал рассогласования, пропорциональный разности фаз $\Delta\varphi$ выходного напряжения приемника и опорного напряжения. В качестве оконечных устройств служат фазовые детекторы, которые формируют напряжение $U_р = F(\Delta\varphi)$.

При вращении модулирующего диска происходит периодическое перекрытие лучистого потока, частота которого равна числу оборотов диска в секунду. В результате этого напряжение на выходе приемника будет представлять собой

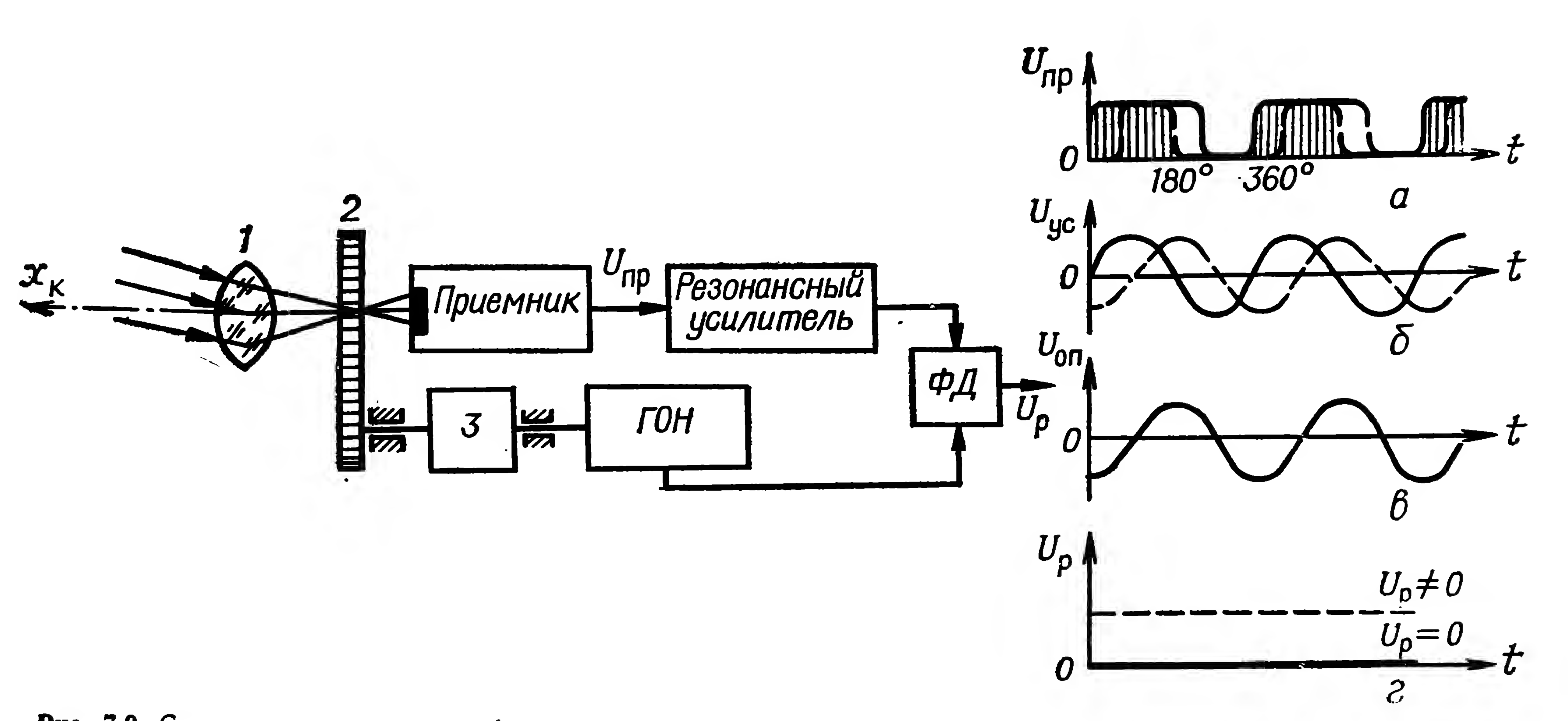


Рис. 7.9. Схема координаторов с фазовым методом определения углового положения цели и диаграммы напряжений:

1 — объектив; *2* — модулирующий диск; *3* — электродвигатель

импульсы, близкие по форме к прямоугольным (рис. 7.9, *а*). Для получения напряжения синусоидальной формы (рис. 7.9, *б, в*) эти импульсы подаются на резонансный усилитель, настроенный на основную гармонику F_1, период которой равен периоду следования импульсов напряжения приемников. На выходе резонансного усилителя будет синусоидальное напряжение, фаза которого определяется положением изображения цели относительно начала осей координат $ox_к y_к z_к$.

Напряжение $U_{ус}$ с выхода усилителя подается на фазовый детектор (ФД). Сюда же поступает напряжение от генератора опорного напряжения (ГОН), установленного на оси вращения приводного двигателя модулирующего диска. ГОН выдает напряжение синусоидальной формы, фаза которого не зависит от положения цели в пространстве.

Если цель находится на оси $ox_к$, между напряжениями $U_{ус}$ и $U_{оп}$ имеет место разность фаз, равная 90°, при этом напряжение рассогласования равно нулю.

В случае отклонения цели от оси $ox_к$ происходит изменение фазы импульсов напряжения приемника и, как следствие этого, фазы напряжения $U_{ус}$. Это приведет к тому, что разность фаз напряжений $U_{ус}$ и $U_{оп}$ будет отличной от 90°. При сравнении фаз напряжений фазовый детектор формирует напряжение сигнала рассогласования, величина которого пропорциональна разности фаз, а полярность будет соответствовать ее знаку (рис. 7.9, *г*).

Пример координатора с оконечным устройством, выполненным на коммутаторе механического типа, показан на рис. 7.10, *а*. Поток энергии проходит через оптическую систему *1* и модулируется диском *2*, вращающимся с постоянной частотой от привода электродвигателя *3*. В результате на чувствительный элемент приемника *4* падает промодулированный поток, вызывающий импульсы напряжения на выходе приемника.

Преобразование импульсного напряжения в монохроматическое здесь, как и в предыдущих схемах, осуществляет резонансный усилитель *5*, с выхода которого напряжение синусоидальной формы через токосъемные кольца *6* передается на коллектор *7*. Коллектор представляет собой металлический диск, разделенный на два сектора изолирующей пластиной. Вместе с токосъемными кольцами он установлен на оси вращения электродвигателя, сообщающего вращательное движение модулирующему диску. По цилиндрической поверхности коллектора скользят щетки, позволяющие снимать сигналы, соответствующие положению изображения цели относительно начала осей координат.

Так, если изображение цели находится на оси $ox_к$, с выхода приемника снимаются импульсы напряжения прямоугольной формы (рис. 7.10, *б*), длительность которых равна

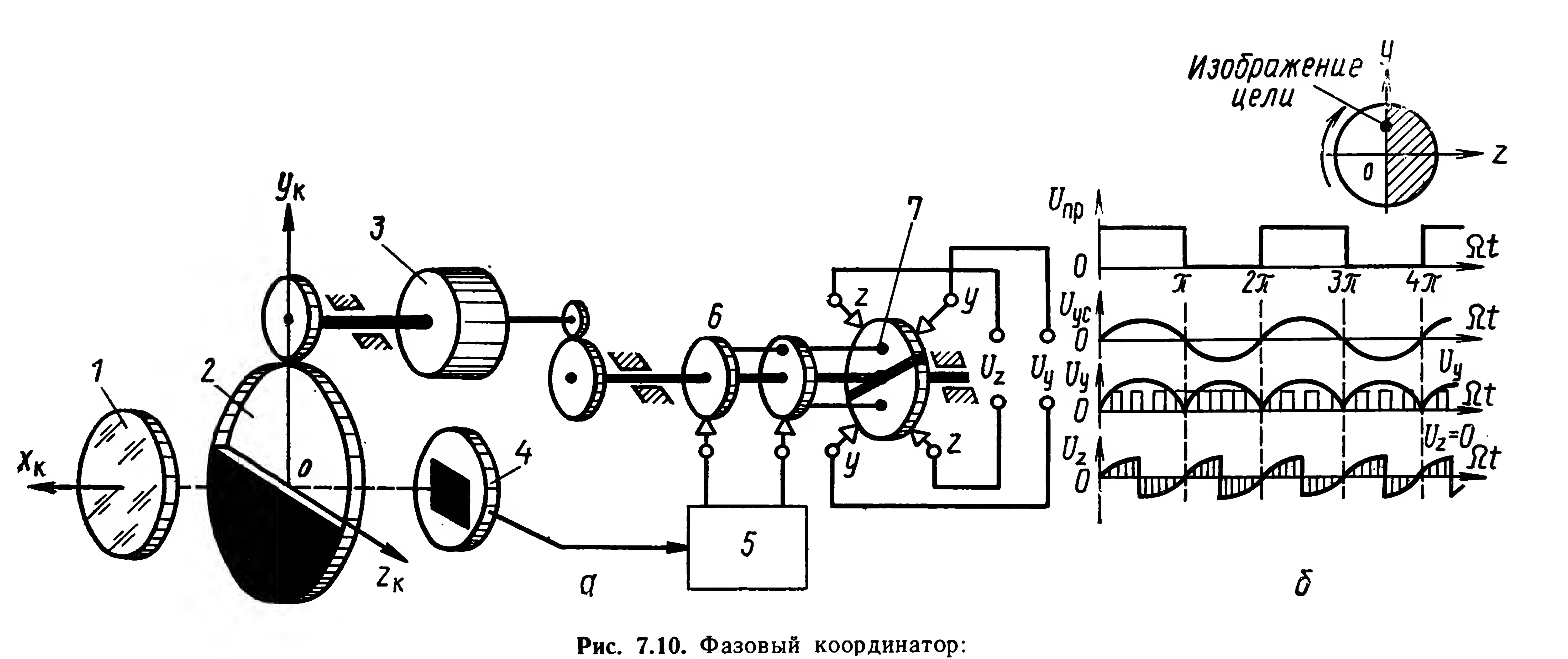


Рис. 7.10. Фазовый координатор:

а — структурная схема; *б* — временные диаграммы напряжений; *1* — оптическая система; *2* — модулирующий диск; *3* — электродвигатель; *4* — приемник; *5* — усилитель; *6* — контактные кольца; *7* — коллектор

интервалу между ними, при этом на выходе резонансного усилителя 5 будет получено синусоидальное напряжение соответствующей фазы.

При синхронном вращении коллектора на зажимах щеток yy будет пульсирующее напряжение, после фильтрации которого может быть получено напряжение постоянного тока, величина которого пропорциональна отклонению цели от оптической оси координатора.

С помощью диаметрально противоположных щеток zz снимаются импульсы напряжений равной длительности и разной полярности, поэтому после фильтрации напряжение U_z будет равно нулю.

Изменение положения цели вызывает фазовые сдвиги напряжения резонансного усилителя, в результате чего со щеток коллектора снимаются напряжения, постоянные составляющие которых пропорциональны составляющим φ_y и φ_z угла рассогласования.

Таким образом, данное оконечное устройство позволяет получать сигналы рассогласования U_y и U_z с помощью одного модулирующего диска и одной оптической системы координатора.

Полученные сигналы рассогласования могут быть использованы как для управления положением оптической системы координатора, так и для формирования команд управления полетом ракеты.

3. Координаторы с времяимпульсным принципом измерения углового положения цели имеют в качестве анализаторов как вращающиеся модулирующие диски, так и устройства с вращением изображения цели. При использовании вращающегося диска, представляющего непрозрачную область с разграничительной линией по спирали Архимеда (рис. 7.11), начало осей координатора помещается в точке 0. Диск вращается электродвигателем с постоянной скоростью. Как следствие этого, падающий на чувствительный элемент приемника поток энергии окажется промодулированным в результате его перекрытия непрозрачной областью диска.

В этом случае с выхода приемника будут сняты импульсы напряжения прямоугольной формы. Размеры и форма диска выбраны так, что при нахождении цели на оптической оси координатора время перекрытия потока непрозрачной областью модулятора равно времени открытого состояния. Это приводит к тому, что с выхода приемника будут сниматься импульсы напряжения, длительность которых равна интервалу между ними. Постоянная составляющая таких импульсов будет иметь некоторую величину, принимаемую за исходную, соответствующую нейтральному положению рулей ракеты.

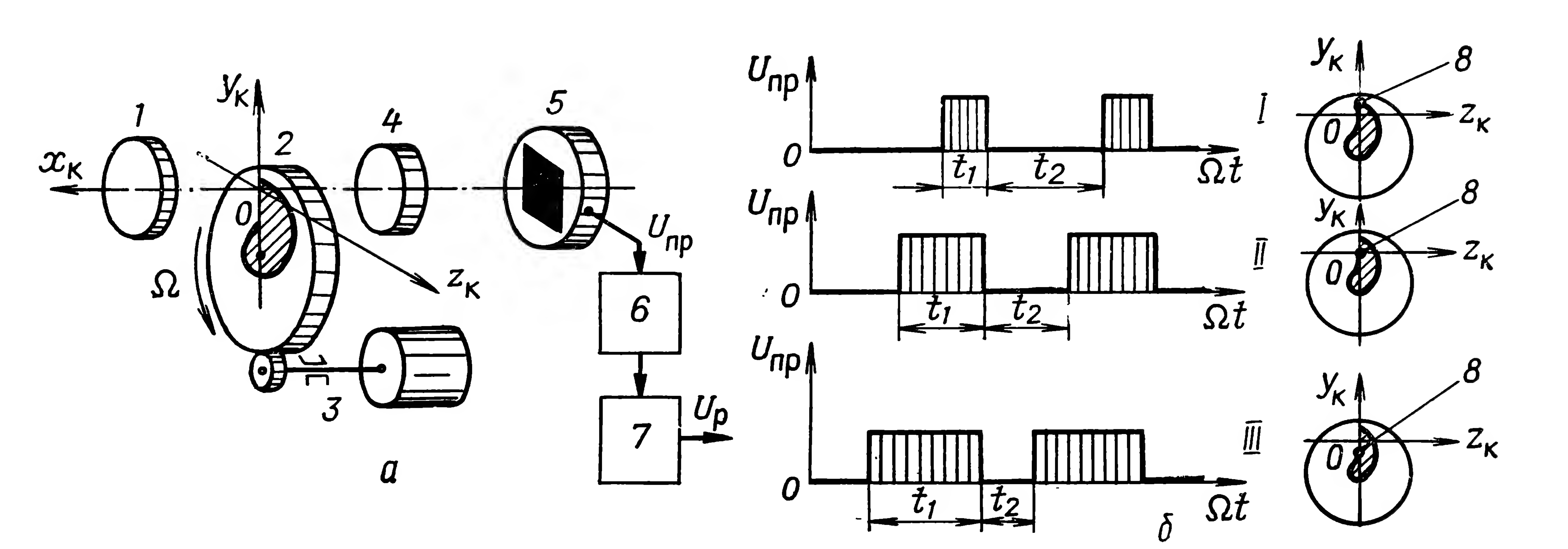


Рис. 7.11. Структурная схема (*а*) и временны́е диаграммы напряжений координатора времяимпульсного типа (*б*):
1 — оптическая система; *2* — модулирующий диск; *3* — привод вращения диска; *4* — конденсор; *5* — приемник лучистой энергии; *6* — усилитель; *7* — фильтр

Если цель окажется выше оси $ox_к$ (вариант I), время перекрытия изображения цели непрозрачной областью диска будет меньше времени открытого состояния приемника, при этом длительность импульсов напряжения приемника будет меньше интервалов между ними. Если же цель окажется ниже оси $ox_к$ (вариант III), длительность импульсов напряжения будет больше интервалов между ними.

Для преобразования импульсного напряжения в таких координаторах могут быть использованы RC-фильтры, позволяющие выделить постояннную составляющую этих напряжений, пропорциональную величине и знаку отклонения от оси $ox_к$ координатора. Преобразованное значение сигнала рассогласования в одной из плоскостей

$$U_y = \frac{t_1 - t_2}{t_1 + t_2} = \frac{\omega_м}{2\pi}(t_1 - t_2). \qquad (7.22)$$

Для определения углового отклонения цели в двух взаимно перепендикулярных плоскостях необходимо в составе координатора иметь две оптические системы и два канала обработки и преобразования сигналов, позволяющие получить сигналы рассогласований, пропорциональные величинам φ_y и φ_z. Оптические системы должны быть установлены под углом 90° относительно одна другой в одной плоскости.

Кратко рассмотрим оконечное устройство и некоторые элементы координатора с вращением изображения цели. Иногда в таких координаторах для преобразования лучистой энергии в электрические сигналы используются так называемые диссекторы (рис. 7.12).

Диссектор представляет собой стеклянную колбу, на одной из торцевых стенок которой находится полупрозрачный фотокатод, внутри колбы установлены ускоряющий электрод, модулирующий диск, анод. Снаружи колбы размещены фокусирующая система и отклоняющие катушки.

В процессе работы поток энергии после прохождения оптической системы падает на фотокатод, выбивая из него электроны. В результате возникает поток электронов, фокусируемый магнитным полем фокусирующей катушки. Под действием магнитного поля отклоняющих катушек, создающих вращающееся магнитное поле, электронный луч совершает круговое перемещение. Радиус окружности определяется величиной напряжений, подаваемых на отклоняющие катушки.

Вблизи анода установлен модулятор, имеющий две узкие щели, расположенные перпендикулярно одна другой. При движении по окружности электронный луч проходит через щели к аноду, вызывая появление импульсов тока малой длительности.

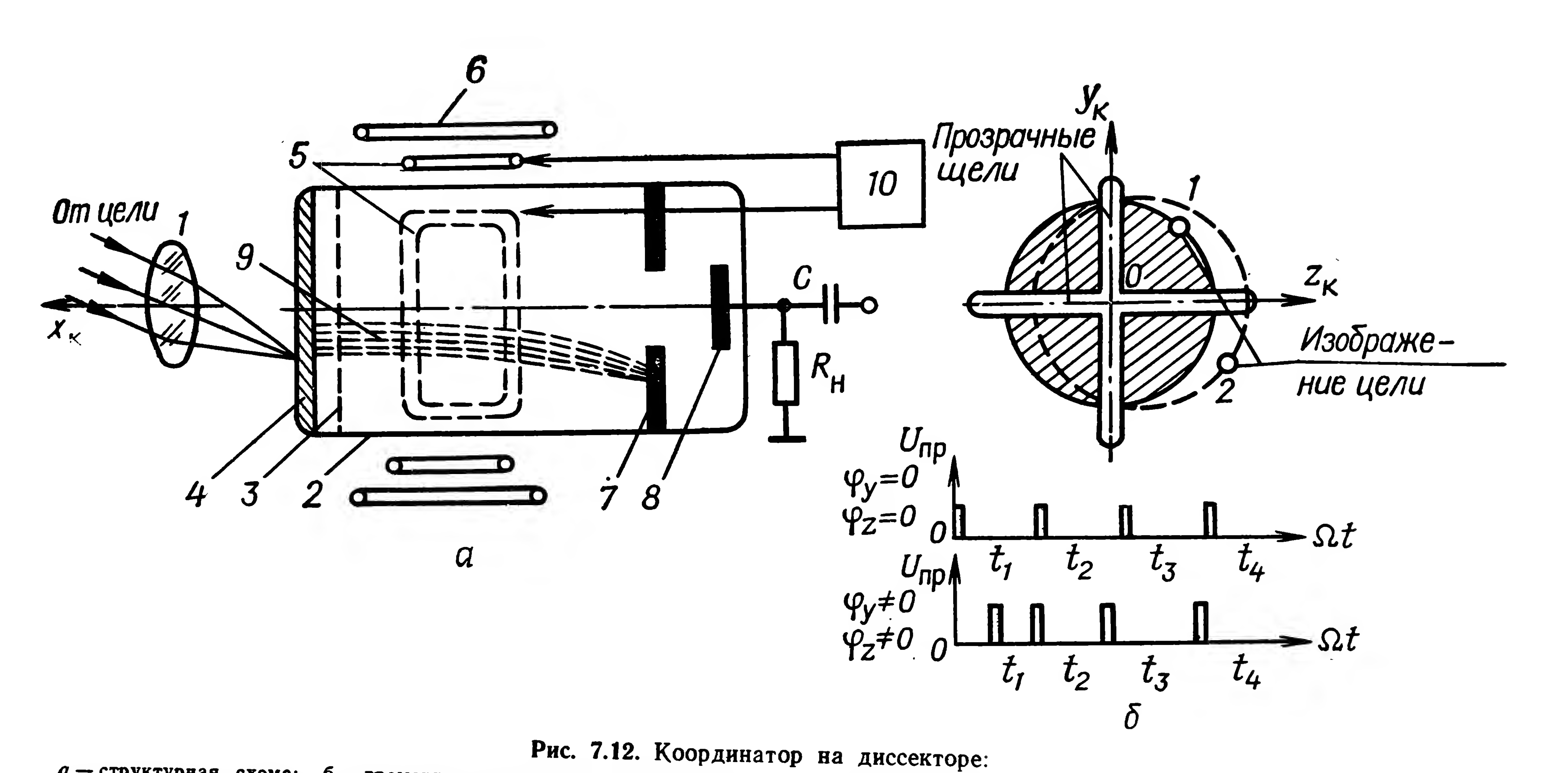


Рис. 7.12. Координатор на диссекторе:

а — структурная схема; *б* — временные диаграммы напряжений; *1* — оптическая система; *2* — диссектор; *3* — фотокатод; *4* — ускоряющий электрод; *5* — отклоняющие катушки; *6* — фокусирующие катушки; *7* — модулирующий диск; *8* — анод; *9* — электронный луч; *10* — блок формирования напряжения развертки

Работа координатора с применением диссектора сводится к следующему. В случае когда цель находится на оси $ox_к$, т. е. когда $\varphi_y=0$ и $\varphi_z=0$, изображение цели проектируется на центральную часть фотокатода, в результате чего электронный луч описывает окружность с центром, расположенным на оптической оси координатора. При пересечении щелей модулирующего диска электронный луч создает в цепи анода кратковременные импульсы тока, временные интервалы между которыми равны времени прохождения луча от одной щели до другой. Токи, протекающие по резистору $R_н$, создают импульсы напряжения, которые в дальнейшем используются для формирования сигналов рассогласования и преобразования их в импульсы прямоугольной формы равной длительности. После преобразований такие импульсы подаются в схему RC-фильтра. Так как длительность импульсов равна интервалам между ними, то постоянная составляющая их равна нулю, что соответствует сигналу рассогласования $U_р=0$.

Отклонение цели от оптической оси координатора приводит к смещению изображения цели относительно центра фотокатода. Электронный луч диссектора будет описывать окружность, центр которой смещается относительно оси $ox_к$ на величину, пропорциональную угловому рассогласованию между направлением оптической оси координатора и направлением на цель. Как следствие этого, изменятся интервалы между импульсами тока анода диссектора t_1, t_2, t_3, t_4 и длительности импульсов после преобразования, что ведет к появлению постоянной составляющей напряжения, выделяемой с помощью фильтров. Напряжение рассогласования будет пропорционально составляющим φ_y, φ_z или Δy, Δz, характеризующим положение цели относительно оптической оси координатора.

Таким образом, диссектор решает две задачи: преобразует поток энергии в электрические сигналы и осуществляет модуляцию электронного потока по заданному закону. Применение диссекторов исключает установку приемников, что уменьшает размеры координатора.

Диссекторы используются в координаторах диапазона видимых волн, обеспечивая выделение сигналов цели на фоне теплового излучения.

Известны координаторы с приемниками лучистой энергии мозаичного типа, состоящие из фоторезисторов, образующих плоскую решетку, центр которой соответствует началу осей координат координатора. Приемник размещается в фокальной плоскости оптической зеркальной системы.

Зеркальная система обеспечивает сканирование относительно оси координатора, в результате чего изображение цели проектируется на соответствующие элементы фотоприемника.

Сигналы, получаемые в приемнике, используются для выделения информации об угловом положении цели. Точность сопровождения цели таким координатором составляет 1 мрад.

Устройства отработки рассогласований координаторов выполняются как гироприводы, обеспечивающие развязку измерительного элемента от корпуса ракеты и управление его положением.

Рассмотренные схемные варианты не исчерпывают все технические решения, применяемые в бортовых координаторах.

7.3. Радиотехнические координаторы

Задача радиотехнических координаторов систем самонаведения ЗУР состоит в определении местоположения цели относительно ракеты, характеризуемого ее угловыми координатами и дальностью. В связи с этим координаторы делятся на угломеры (пеленгаторы), измеряющие угловое положение цели относительно оси координатора, и дальномеры, определяющие дальность цели.

По принципу локации цели координаторы могут быть активными, полуактивными и пассивными.

В активных координаторах передатчик устанавливается на борту ракеты, тогда как в полуактивных координаторах — на пункте управления.

Пассивные радиотехнические координаторы для извлечения информации о параметрах движения цели используют излучения радиотехнических средств цели.

По виду излучаемых и принимаемых сигналов координаторы могут быть импульсными и непрерывными.

Определение углового положения цели радиотехническим координатором в принципе возможно как методами максимума, так и методами равносигнальных зон.

Радиотехнические координаторы выполняются по схемам неподвижных неследящих и подвижных следящих, что определяется принятым методом наведения ракеты. Неподвижные неследящие координаторы иногда называют координаторами с фиксированной осью (со стабилизированной антенной). Такие координаторы определяют положение цели относительно положения фиксированной оси $ox_к$.

Наиболее общей является схема подвижного следящего координатора активного типа, имеющая в своем составе передатчик, антенну, приемник, оконечное устройство, автоселектор, устройство отработки рассогласований, приемник сигналов синхронизации. Функциональная схема такого координатора рассмотрена ранее и показана на рис. 7.4.

Учитывая, что радиотехнический координатор по принципу работы и построения во многом аналогичен радиолокационному визиру, рассмотрим лишь его особенности.

Передатчик координатора предназначается для формирования высокочастотных зондирующих сигналов заданной формы и мощности. Для обеспечения требуемой дальности захвата и устойчивого сопровождения цели передатчик координатора активного типа должен иметь мощность излучения не менее

$$P_{\text{п}} \geqslant \frac{(4\pi)^3 P'_{\text{пр min}} \gamma_{\text{р}}}{G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_{\text{ц}} D_{\text{з}}^4}, \tag{7.23}$$

где $D_{\text{з}}$ — дальность захвата и устойчивого сопровождения цели.

Остальные множители, входящие в эту формулу, не требуют пояснений, так как они подробно были рассмотрены ранее.

Следует заметить, что при инженерных расчетах излучаемой мощности необходимо учитывать поглощение электромагнитной энергии в атмосфере, которое в ряде случаев имеет значительные величины.

Схемы передатчиков выбираются в соответствии с принятым режимом излучения. Это могут быть передатчики импульсного или непрерывного излучения. Принципы построения таких передатчиков были рассмотрены в разд. 5, поэтому здесь лишь отметим, что выбор элементов и схемных решений производится так, чтобы получить наибольшую удельную мощность излучения — мощность, приходящуюся на единицу массы передатчика. Поэтому в передатчиках применяются наиболее рациональные схемы формирования зондирующих сигналов и источников напряжения, обеспечивающих питание в ограниченное время, измеряемое временем наведения ракеты на цель. Так как передатчики являются элементами одноразового применения, они рассчитываются на более тяжелые режимы работы.

Антенно-фидерные устройства обеспечивают формирование требуемого вида диаграммы направленности и заданный закон перемещения лучей. Это могут быть отражательные или линзовые антенны. Вместе с тем не исключено применение антенн других типов, в том числе ФАР. Выбор того или другого типа антенны диктуется установленным значением длины рабочей волны, методом определения углового положения цели, диаметром ракеты, излучаемой мощностью и рядом других факторов.

В бортовых координаторах ЗУР наибольшее применение находят методы интегральных и мгновенных равносигнальных зон, которые требуют формирования перекрывающихся узких лучей антенн.

Для создания интегральной равносигнальной зоны путем переключения луча используется параболическая антенна с двумя облучателями, установленными в фокальной плоско-

сти на некотором удалении от оси $ox_к$ координатора (рис. 7.13). Облучатели периодически переключаются на передатчик с помощью антенного коммутатора, установленного в волноводном тракте.

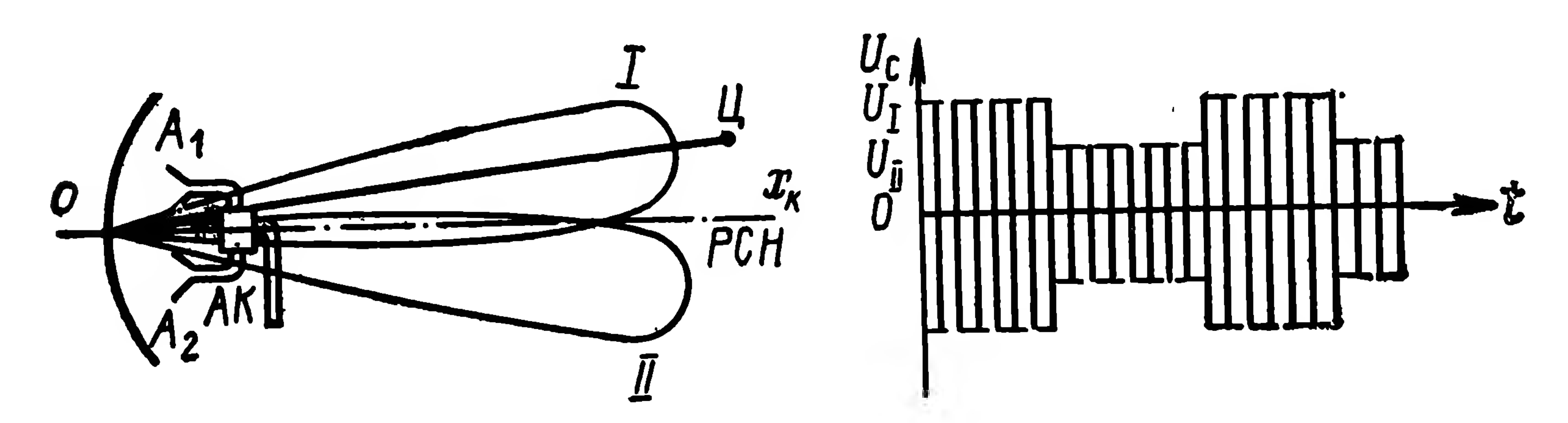


Рис. 7.13. Образование интегральной равносигнальной зоны методом переключения диаграммы направленности антенны

При подключении к передатчику облучателя A_1 луч антенны устанавливается в направлении I, при подключении облучателя A_2 луч переходит в положение II. В результате образуется равносигнальная зона, равносигнальное направление которой совмещено с осью $ox_к$ координатора. Такая система качания луча дает возможность создать равносигнальную зону в одной плоскости.

Если координатор работает в режиме импульсного излучения, то при отклонении цели от равносигнального направления на угол φ_y (φ_z) на вход приемного устройства будут поступать импульсы U_I и U_{II}, амплитуда которых изменяется при переходе луча из одного положения в другое. Разность амплитуд этих сигналов пропорциональна угловому отклонению цели от РСН.

Частота переключения луча должна быть выбрана такой, при которой за время одного цикла цель изменяет угловое положение в пределах заданных значений.

Наибольшее применение находят координаторы, в которых определение положения цели производится методами мгновенных равносигнальных зон: метод с амплитудной суммарно-разностной обработкой сигналов и метод с фазовой суммарно-разностной обработкой сигналов.

Автоселектор цели по дальности сопровождает цель, в результате чего формируется селекторный импульс, управляющий работой приемника. По своему построению и принципу работы он не отличается от системы автоматического сопровождения и имеет временно́й различитель (временно́й дискриминатор), управляющий каскад, схему переменной задержки, генератор стробов сопровождения, генератор селекторных импульсов (разд. 5).

Приемные устройства бортовых радиотехнических координаторов незначительно отличаются от ранее рассмотренных. Их особенности обусловлены главным образом требованиями к массе и габаритным размерам аппаратуры, к на-

дежности работы при значительных перегрузках, вибрациях и изменениях температурного режима, поэтому в них предусмотрены соответствующие меры: они имеют более жесткий монтаж, элементы термокомпенсации или термостабилизации.

Бортовые координаторы имеют низкую разрешающую способность по направлению, определяемую шириной диаграммы направленности антенн. В результате на вход приемного устройства поступают сигналы всех целей, находящихся в поле зрения координатора.

Для повышения надежности сопровождения выбранных целей при наличии мешающих сигналов в координаторе устанавливают автоселекторы по дальности и скорости.

Автоселектор по скорости представляет собой следящую систему сопровождения, в основу работы которой положено слежение за сигналами цели, имеющими определенную частоту Доплера. При этом могут применяться автоселекторы с перестраиваемым генератором (гетеродином) и схемы с перестраиваемым (следящим) фильтром.

Рассмотрим автоселектор с перестраиваемым по частоте генератором (рис. 7.14). На рисунке представлена схема автоселектора координатора полуактивного типа. Сигналы, отраженные от целей, поступают на вход приемника, имея приращения доплеровских частот $F_{Д1}$ и $F_{Д2}$,

$$f_{сц} = f_0 + F_{Д1} + F_{Д2}, \qquad (7.24)$$

где f_0 — частота излучаемых передатчиком СПЦ сигналов;
$F_{Д1}$ — частота Доплера, обусловленная движением цели относительно СПЦ;
$F_{Д2}$ — частота Доплера, обусловленная относительным движением цели и ракеты.

Из рис. 7.15 следует, что

$$F_{Д1} = \frac{V_{rц1}}{\lambda} = \frac{V_ц}{\lambda} \cos q_{ц Dц}, \qquad (7.25)$$

где $V_{rц1}$ — радиальная составляющая скорости цели относительно СПЦ;
$\lambda = c/f_0$ — рабочая длина волны передатчика СПЦ;
$q_{ц D ц}$ — курсовой угол цели относительно направления СПЦ — цель;

$$F_{Д2} = \frac{V_{rц2} + V_{rр1}}{\lambda} = \frac{V_ц \cos q_{ц D} + V_р \cos q_{р D}}{\lambda}, \qquad (7.26)$$

где $V_{rц2}$, $V_{rр1}$ — радиальные составляющие скоростей цели и ракеты относительно линии дальности ракета — цель;
$q_{ц D}$, $q_{р D}$ — курсовые углы цели и ракеты относительно линии дальности ракета — цель.

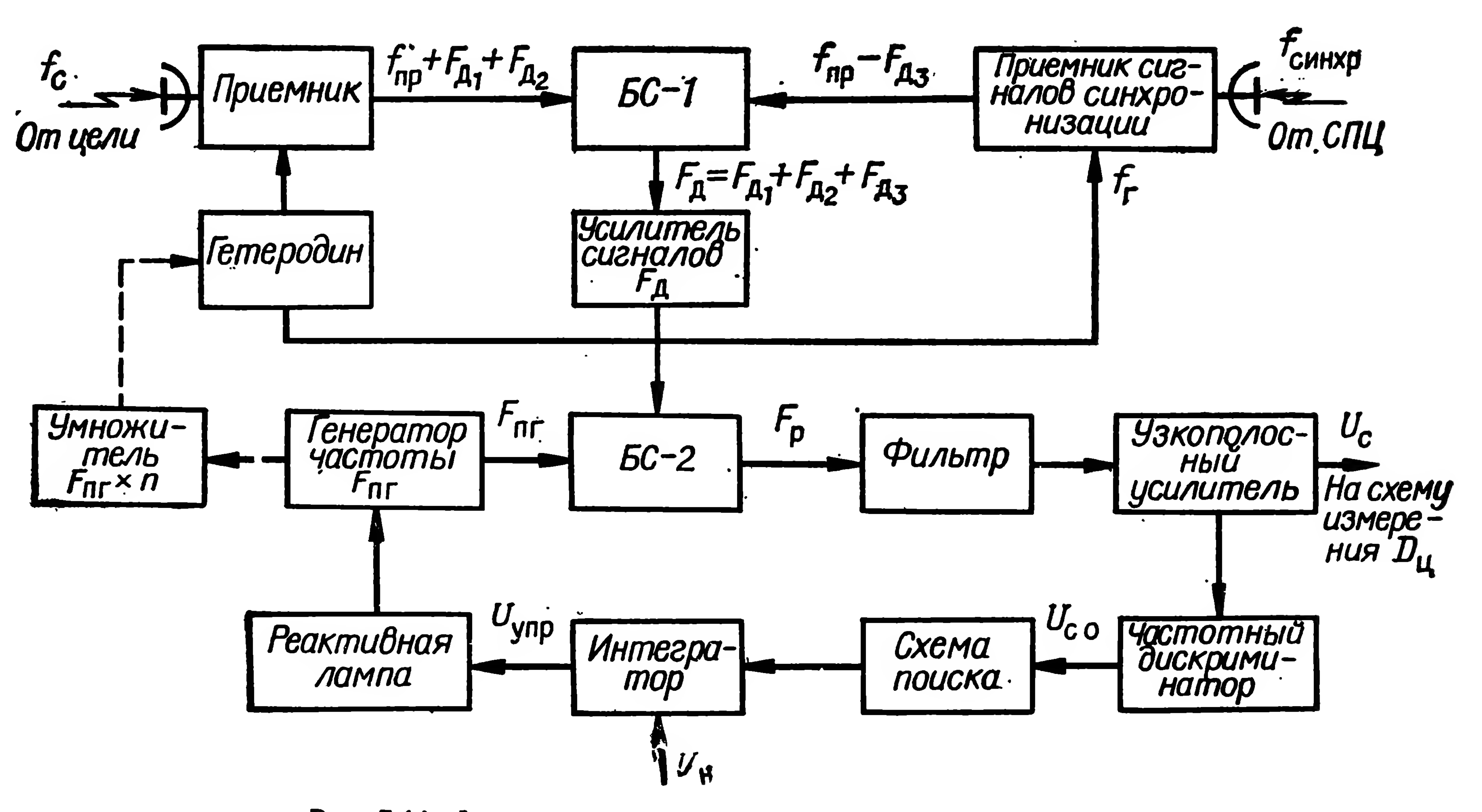


Рис. 7.14. Функциональная схема автоселектора цели по скорости

Принятые сигналы имеют частоты Доплера, пропорциональные скоростям целей и величине курсовых углов. Это позволяет выделить сигнал, имеющий определенную частоту, что и положено в основу селекции целей по скорости.

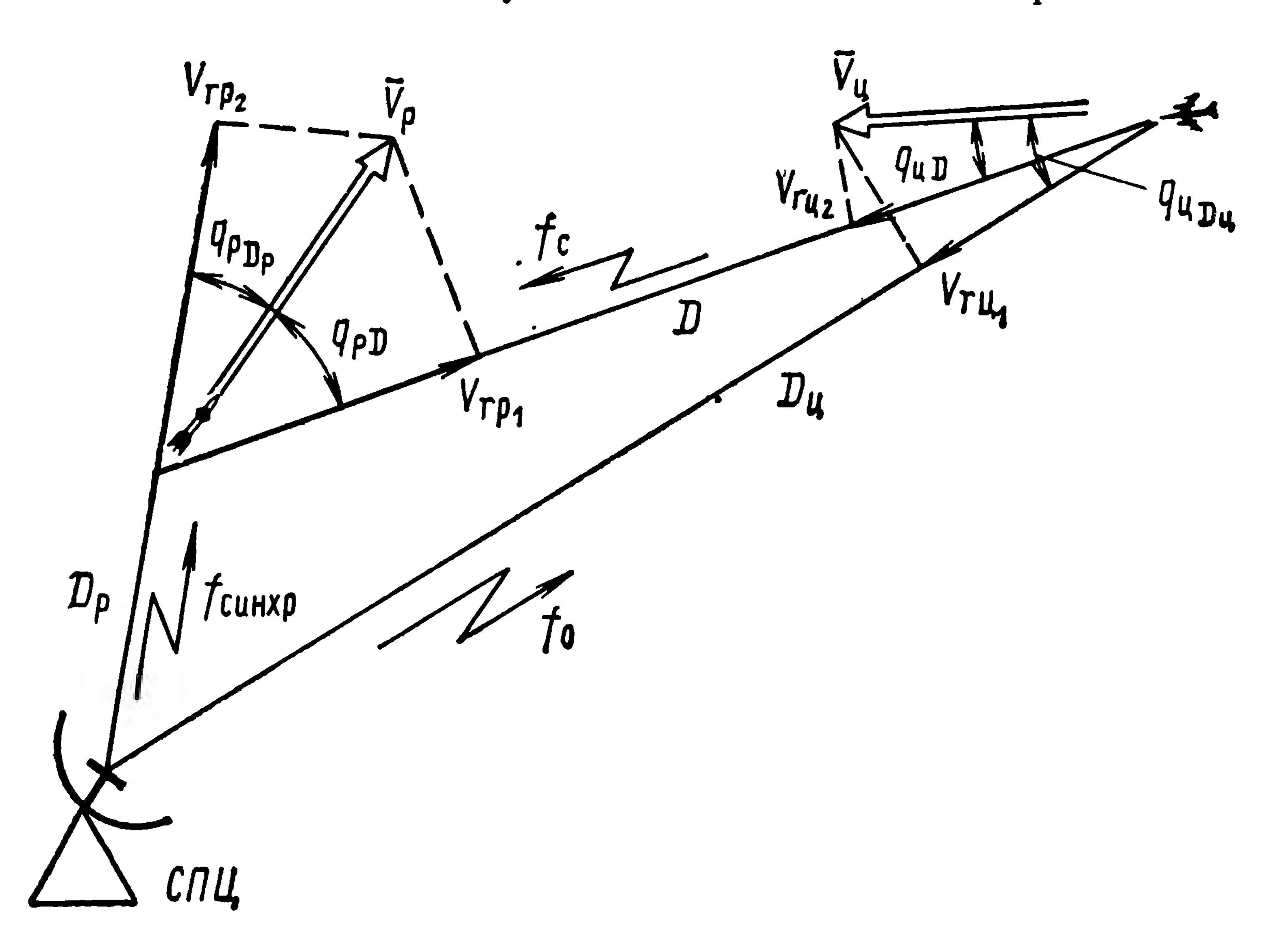


Рис. 7.15. К определению доплеровских частот сигналов цели и СПЦ

После усиления в приемнике и преобразования в промежуточную частоту сигналы целей подаются на балансный смеситель БС-1, куда поступают сигналы синхронизации, имеющие промежуточную частоту, равную

$$f_{\text{пр}} = f_{\text{синхр}} - f_{\text{г}},$$

где $f_{\text{синхр}}$ — частота синхронизирующих сигналов СПЦ, имеющая в своем составе частоту Доплера $F_{\text{Д}3}$.

Частота Доплера $F_{\text{Д}3}$ возникает вследствие удаления ракеты от СПЦ. Ее значение определяется радиальной составляющей скорости движения ракеты относительно СПЦ

$$F_{\text{Д}3} = \frac{V_{r\,\text{р}2}}{\lambda}. \qquad (7.27)$$

В результате смешения частот сигналов целей и синхронизации на выходе БС-1 выделяются сигналы, имеющие частоту

$$F_{\text{Д}} = F_{\text{Д}1} + F_{\text{Д}2} + F_{\text{Д}3}. \qquad (7.28)$$

Сигналы этой частоты через усилитель поступают на балансный смеситель БС-2, куда подаются сигналы частоты

$F_{пг}$ генератора, перестраиваемого по частоте. В результате смешения на выходе БС-2 выделяется сигнал разностной частоты

$$F_р = F_Д - F_{пг}. \qquad (7.29)$$

Сигналы частоты $F_р$ подаются на фильтр, настроенный на определенное значение частоты F_0. Через него пройдут только сигналы, частота $F_р$ которых равна или близка к F_0.

После прохождения фильтра сигналы поступают через узкополосный усилитель на частотный дискриминатор, в задачу которого входит формирование сигнала ошибки $U_{со}$ при отклонении частоты $F_р$ от F_0. В случае неравенства частот $F_р$ и F_0 выдается напряжение $U_{со}$ соответствующей величины и знака и подается через схему поиска на интегратор. Интегратор преобразует напряжение сигнала ошибки в управляющее и подает его на реактивную лампу. В результате частота $F_{пг}$ перестраиваемого генератора изменяется так, что разностная частота $F_р$ все время остается близкой к F_0. Таким образом, через узкополосный фильтр пройдет сигнал только сопровождаемой цели, так как его частота $F_р = F_0$. Сигналы других целей, находящихся в поле зрения координатора, через фильтр не пройдут, чем обеспечивается селекция.

Сигналы генератора перестраиваемой частоты могут быть использованы в качестве гетеродинирующих после умножения в n раз. В этом случае представляется возможность осуществлять селекцию в приемном тракте координатора.

Координаторы ракет, управляемых по радиолучу, формируют сигнал рассогласования, пропорциональный отклонению ракеты от равносигнального направления, создаваемого антеннами радиолокатора пункта наведения. Так, для наведения ракеты «Эрликон» (Швейцария) равносигнальное направление создавалось путем конической развертки луча антенны. Координатор имел в своем составе два фазовых детектора, на которые поступали сигналы, принимаемые антенной, и опорные сигналы, передаваемые с пункта наведения. В результате каждый фазовый детектор формировал сигнал рассогласования, являющийся командой управления полетом ракеты в данной плоскости.

В настоящее время, как следует из описания зарубежных ЗРК, системы теленаведения находят ограниченное применение, поэтому рассмотрение работы их координаторов не представляет особого интереса.

В подвижных следящих координаторах осуществляется отработка угловых рассогласований между направлением на цель и осью $ox_к$, для чего используются **устройства отработки рассогласований**, которые выполняются на гиростабилизированных силовых приводах, гиростабилизированных приводах

с косвенной стабилизацией, на широкополосных следящих системах. В задачу устройства отработки рассогласований входит перемещение координатора или его измерительного элемента в направлении, задаваемом командами начальной установки и сигналами управления, формируемыми в оконечном устройстве координатора. Вместе с тем устройство отработки рассогласований позволяет «развязать» измерительный элемент координатора от корпуса ракеты, что исключает влияние вибрации на точность измерений углового положения цели.

Обтекатели координаторов. Обтекатели определяют аэродинамическую форму носовой части ЗУР и обеспечивают защиту элементов координатора от воздействия набегающего потока воздуха. Через обтекатель на вход координатора (антенну или оптическую систему) поступают электромагнитные волны, отраженные от цели установленного диапазона волн. В координаторах активного типа через стенки обтекателя проходят излучаемые координатором сигналы.

Из сказанного следует, что основными требованиями к обтекателю являются: малые поглощения энергии проходящих через него электромагнитных волн; допустимые значения ошибок, вносимых обтекателем при измерении угловых координат цели.

Первое требование удовлетворяется выбором оптимальной формы обтекателя и его материала. Наиболее приемлемой формой является сферическая, однако ее применение в координаторах больших габаритных размеров не представляется возможным по аэродинамическим соображениям. Такая форма обтекателей применяется в оптических координаторах. В радиотехнических координаторах чаще устанавливают обтекатели конической или оживальной формы.

Сферические обтекатели имеют равные пути прохождения волн независимо от направления их движения, так как приемный элемент координатора устанавливается в центре сферы. Эти обтекатели создают наименьшее поглощение энергии волн и не вносят ошибок в измерение направления на цель. Они выполняются из светопрозрачного материала.

Обтекатели радиотехнических координаторов изготавливают из радиопрозрачных материалов. Поскольку их форма отлична от сферической, то при отклонении цели от направления оси $ox_к$ изменяется длина пути волны в стенках координатора, что вызывает изменение величины поглощения энергии радиоволн. Вместе с этим некоторое преломление радиоволн в материале обтекателя вносит ошибки в измерение параметра рассогласования. В ряде случаев эти ошибки могут вызвать нарушение устойчивого сопровождения цели координатором.

☆

8. УСТРОЙСТВА ФОРМИРОВАНИЯ КОМАНД

8.1. Требования к командам управления

Управление движением ракеты по заданной траектории требует непрерывного или дискретного изменения углов поворота рулей или других управляющих органов от их нейтрального положения.

Электрические напряжения, предназначенные для изменения углов поворота рулей, принято называть **командами управления**. Это могут быть как медленно изменяющиеся напряжения постоянного или переменного тока, так и напряжения другой формы.

Устройства, формирующие (вырабатывающие) напряжения команд управления, называют **устройствами формирования команд** (УФК). Под формированием команд управления подразумевают решение определенных математических зависимостей, устанавливающих связи между требуемым законом движения ракеты и параметрами движения цели. Как указывалось ранее, этот закон зависит от принятого метода наведения и способов компенсации различного рода ошибок наведения, поэтому и принципы формирования команд при реализации различных методов наведения будут иметь свои особенности.

Команда управления пропорциональна величине параметра рассогласования, поэтому в общем виде

$$u_{\text{к}} = k_{\text{к}} \Delta (t) + u_s = u_{\text{р}} + u_s, \qquad (8.1)$$

где $u_{\text{к}}$ — напряжение команды управления;
$\Delta(t)$ — параметр рассогласования;
$k_{\text{к}}$ — коэффициент преобразования;
$u_{\text{р}}$ — сигнал рассогласования;
u_s — напряжение сигналов компенсации ошибок наведения.

Кроме задач, связанных с формированием команд управления, УФК могут выполнять и другие функции, такие, как контроль за ходом подготовки ЗУР к старту, определение момента пуска и автоматизированный пуск ракет, контроль за состоянием наземной и бортовой аппаратуры, формиро-

вание сигналов изменений режимов наземной и бортовой аппаратуры.

В соответствии с этим различают мало- и многофункциональные УФК. Первые из них часто называют счетно-решающими приборами (СРП). Они находят применение в бортовых устройствах.

Устройства формирования команд выполняются на элементах аналоговой и цифровой техники, поэтому их называют аналоговыми или цифровыми. В аналоговых УФК при формировании команд проводятся операции с электрическими напряжениями, являющимися аналогами некоторых физических величин (координат цели, ракеты, скорости их изменения и т. п.). Такие УФК выдают команды управления в виде медленно изменяющихся напряжений. Они обладают большим быстродействием и достаточной точностью. Однако увеличение числа решаемых задач приводит к их большой громоздкости и сложности. Поэтому УФК аналогового типа чаще применяют в наиболее простых системах.

Цифровые УФК выполняются на ЭЦВМ и предназначаются для решения большого числа задач. Кроме формирования команд управления они обеспечивают возможность выбора метода наведения и т. д. Современная электронная техника позволяет получить значительное быстродействие в решении математических задач и значительную емкость памяти.

Устройство формирования команд является элементом системы управления, позволяющим получить необходимые характеристики контура управления в целом. Для этого в состав УФК вводятся элементы, формирующие сигналы коррекции и компенсации ошибок наведения.

Формирование команд в системах различного типа и при реализации различных методов наведения имеет много общего, поэтому рассмотрим эти общие закономерности.

Управление полетом ракеты может быть как в одной, так и в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. В последнем случае УФК формирует команды управления рулями высоты и курса.

Выше упоминалось, что команда управления содержит в себе сигнал рассогласования и сигналы компенсации ошибок наведения. В некоторых случаях в состав команды вводятся сигналы, позволяющие получить желаемый характер движения ракеты при ее больших отклонениях от кинематической траектории. Эти сигналы иногда называют **демпфирующими.** Таким образом,

$$u_{к} = au_{р} + bu_{демпф} + cu_{s}, \qquad (8.2)$$

где a, b, c — масштабные коэффициенты;

$u_{демпф}$ — сигнал демпфирования.

Рассмотрим необходимость ввода этих составляющих.

Известно, что сигнал рассогласования u_p характеризует отклонение ракеты от кинематической траектории. Этот сигнал вводится в состав команды управления с некоторым масштабным коэффициентом, имеющим размерность В/м, В/град или В/град/с в зависимости от вида параметра рассогласования.

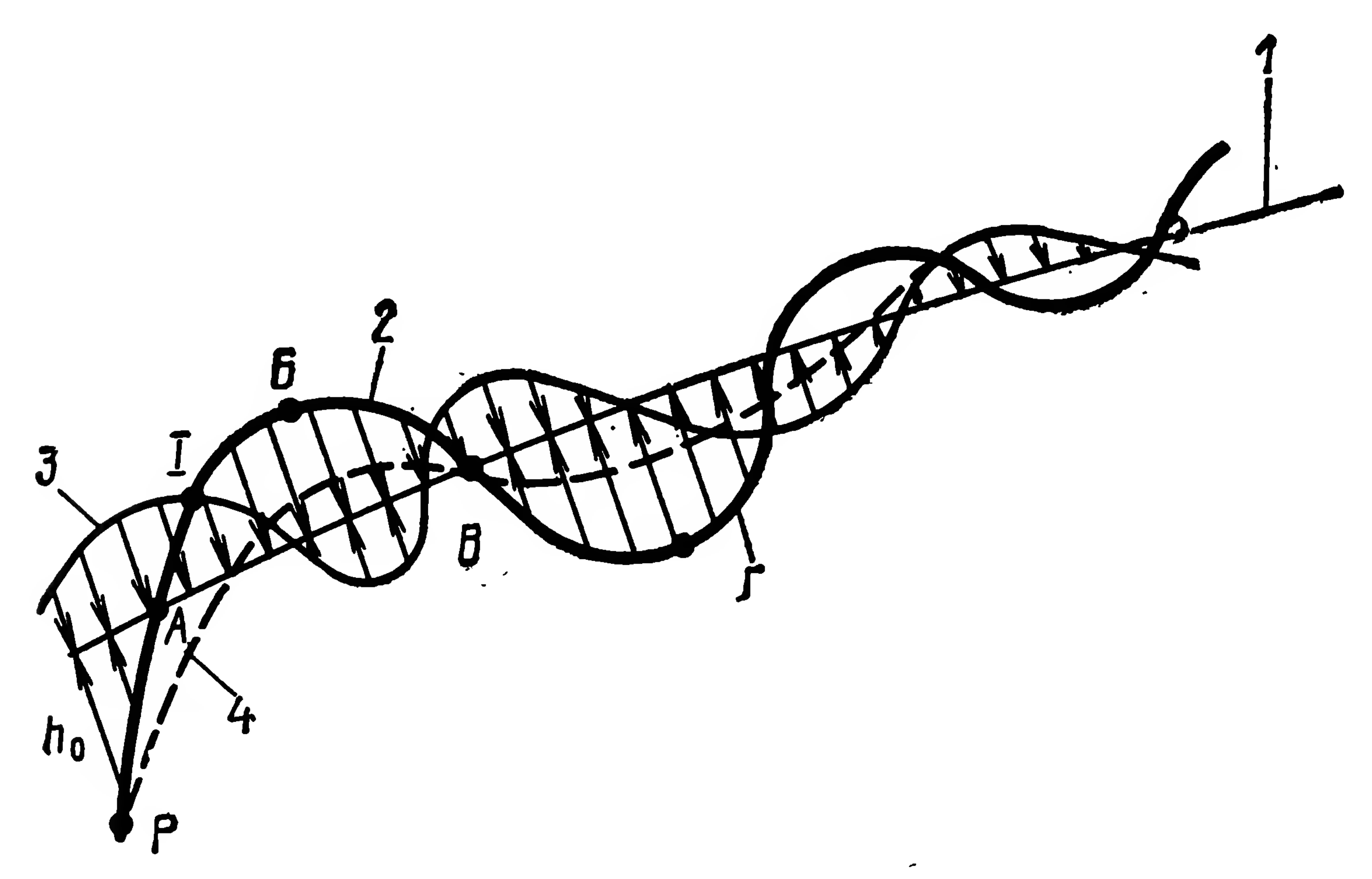


Рис. 8.1. Влияние сигнала демпфирования на характер движения ракеты:

1 — кинематическая траектория; *2* — траектория движения ракеты без сигнала демпфирования; *3* — закон изменения сигнала демпфирования; *4* — траектория движения ракеты с введением сигнала демпфирования

Напряжение сигнала рассогласования может содержать составляющие коррекции ошибок измерения параметра рассогласования. Характер этих ошибок имеет специфические особенности, определяемые конструктивными данными измерителя и его элементов.

Сигнал демпфирования, как известно из теории автоматического регулирования, является производной от сигнала рассогласования и вводится в состав сигнала управления для быстрого затухания переходных процессов. Рассмотрим влияние демпфирующего сигнала на примере сближения ракеты с кинематической траекторией (рис. 8.1).

Пусть задана кинематическая траектория (КТ). В некоторый момент времени ракета находится в точке P на удалении h_0 от кинематической траектории. Если предположить, что команда управления соответствует величине и знаку этого отклонения, то под действием команды ракета будет сближаться с КТ. В первый момент времени команда управления будет максимальна: $\kappa_y = ah_0$. Под действием этой команды рули повернутся на соответствующий угол. С приближением ракеты к кинематической траектории параметр

рассогласования h будет уменьшаться, обусловливая уменьшение величины команды и угла поворота рулей. В момент, когда ракета окажется на кинематической траектории (в точке *A*), параметр рассогласования, а следовательно, и команда управления окажутся равными нулю, и рули установятся в нейтральное положение. По инерции ракета под некоторым углом пересечет кинематическую траекторию и начнет удаляться от нее. Параметр рассогласования изменит свой знак на обратный и будет увеличиваться. Это приведет к изменению знака команды и повороту рулей на некоторый угол в противоположном первому направлении. После прохождения точки *A* величина параметра рассогласования пока еще мала, и рули повернутся на малый угол, поэтому ракета быстро удаляется от КТ. С увеличением величины h команда управления возрастает, а скорость удаления ракеты уменьшается. При нахождении ракеты в точке *Б* скорость удаления окажется равной нулю, и ракета начнет сближаться с КТ, при этом угол отклонения рулей начет уменьшаться. Когда ракета окажется в точке *В*, рули установятся снова в нейтральное положение, и ракета по касательной начнет удаляться от КТ и т. д.

Процесс сближения ракеты с кинематической траекторией имеет колебательный характер и занимает много времени. Как следствие этого, возрастают перегрузки ракеты и снижается точность наведения.

При введении сигнала демпфирования команда управления для любого момента времени будет вырабатываться в соответствии с выражением

$$u_к = au_р \pm b\dot{u}_р, \tag{8.3}$$

где $b\dot{u}_р$ — сигнал демпфирования (b — коэффициент пропорциональности).

Из выражения (8.3) следует, что в некоторые моменты времени величина команды будет пропорциональна сумме сигнала рассогласования и сигнала демпфирования, в другие моменты времени — их разности. В результате с приближением ракеты к КТ в некоторый момент времени (например, в точке 1) $au_р = b\dot{u}_р$ и команда управления будет близка к нулю. После прохождения ракетой этой точки параметр рассогласования уменьшается, и сигнал рассогласования оказывается меньше сигнала демпфирования, вследствие чего команда изменит свой знак на обратный. Это приведет к тому, что еще до подхода ракеты к кинематической траектории рули установятся в нейтральное положение и затем повернутся на некоторый угол в противоположном направлении. Это уменьшит скорость сближения ракеты с КТ. В результате ракета будет более плавно сближаться с кинема-

тической траекторией, что позволит уменьшить время сближения и потребные перегрузки.

Одной из ошибок наведения ЗУР является **динамическая ошибка**, причиной возникновения которой является запаздывание в отработке системой команд управления. Запаздывание есть следствие инерционности системы управления, ее конечной чувствительности к отклонению ракеты от траектории требуемого движения. Динамические ошибки, обусловленные этой причиной, возникают в случае движения ракеты по криволинейной кинематической траектории. В большинстве случаев кинематическая траектория криволинейна, ее кривизна зависит от принятого метода наведения и скорости изменения угловых координат цели.

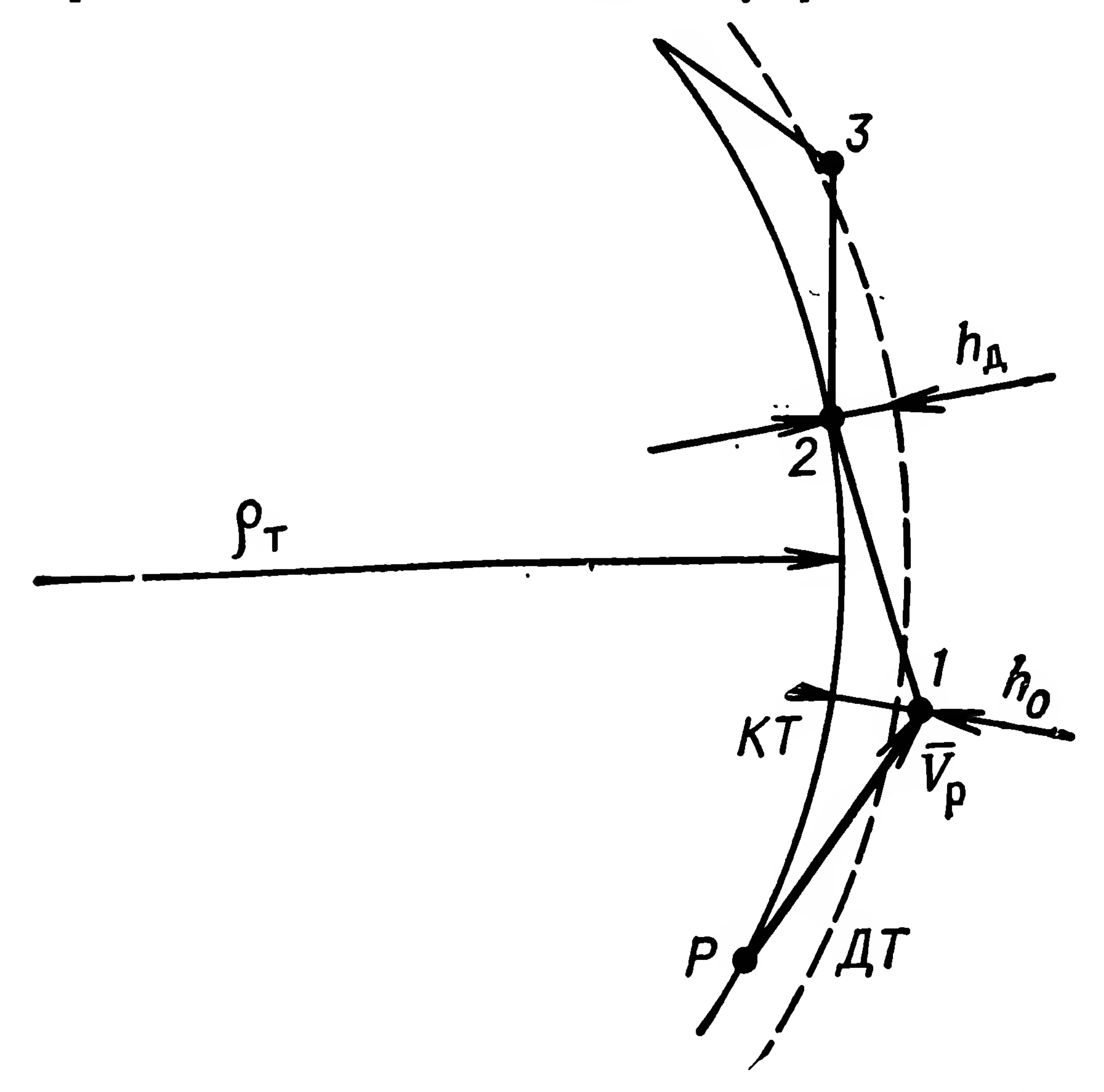


Рис. 8.2. К возникновению динамической ошибки наведения:

КТ — кинематическая траектория; ДТ — динамическая траектория

Запаздывание системы управления можно оценить эквивалентным временем $\tau_э$ запаздывания, которое приводит к промаху, т. е.

$$h_{max} = \frac{W_{ц\,max}\tau_э^2}{2\left(1 - \frac{W_{ц\,max}}{W_{р\,max}}\right)}, \tag{8.4}$$

где $W_{ц\,max}$, $W_{р\,max}$ — максимальные нормальные ускорения цели и ракеты.

Рассмотрим процесс возникновения динамической ошибки по рис. 8.2. Пусть задана криволинейная кинематическая

траектория, кривизна которой на некотором участке определяется радиусом $\rho_т$. В некоторый момент времени ракета находилась на кинематической траектории в точке Р. В этот момент команды управления равны нулю, и рули установлены на нейтраль. В результате этого направление дальнейшего движения ракеты будет совпадать с направлением касательной к КТ в точке Р. Ракета с течением времени начнет удаляться от КТ, приближаясь к точке *1*. Система управления, обладая определенной чувствительностью, в первый момент не выявит появления параметра рассогласования, и команды управления будут оставаться равными нулю. Когда рассогласование, измеряемое, например, в линейной мере, достигает величины h_0, в системе управления будет выработана команда управления соответствующей величины и знака. Рули повернутся на определенный угол. Но в силу инерционности ракета не может мгновенно оказаться на кинематической траектории, так как она обладает определенной массой и располагаемыми перегрузками. Поэтому она будет сближаться с КТ, имея определенную скорость.

Когда ракета окажется в точке *2* на кинематической траектории, команды управления снова примут нулевое значение, и ракета далее будет двигаться по касательной к этой точке и т. д.

Таким образом, при наличии инерционности системы наведения ракета будет двигаться по так называемой **динамической траектории** (ДТ), которая смещена относительно кинематической на некоторое расстояние $h_д$, являющееся динамической ошибкой наведения. Количественное значение этой ошибки определяют по известному выражению

$$h_д = \frac{W_н}{K_0}, \qquad (8.5)$$

где $W_н$ — нормальное ускорение ракеты;

K_0 — коэффициент усиления контура управления.

Так как $W_н = V_р\dot{\Theta}$, а $\dot{\Theta} = V_р/\rho_т$, то

$$h_д = \frac{V_р^2}{K_0\rho_т}. \qquad (8.6)$$

Из выражения (8.6) следует, что величина динамической ошибки наведения обратно пропорциональна радиусу кривизны кинематической траектории.

Для того чтобы ракета двигалась по кинематической траектории, т. е. чтобы динамическая траектория совпадала с кинематической, в состав команды управления необходимо ввести сигнал, пропорциональный величине $h_д$, под действием которого рули ракеты дополнительно отклоняются на некоторый угол, и ракета получит дополнительные ускорения, обеспечивающие ее движение по кинематической траектории.

Такой метод устранения динамической ошибки получил название **метода компенсации**.

Возможность параметрической компенсации динамической ошибки, как показывает рассмотрение выражения (8.5), основывается на знании закона изменения $W_н$ и коэффициента усиления контура управления K_0. В свою очередь закон изменения значения кинематического нормального ускорения ЗУР определяется выбранным методом наведения.

Так, нормальные кинематические ускорения в районе точки встречи для метода «половинного спрямления» определяются по формуле [24]:

$$W_{ну} = \varkappa\, 0{,}5\,\dot{\varepsilon}_ц + D_ц\left(0{,}5\,\frac{\Delta\ddot{D}}{\Delta\dot{D}}\,\dot{\varepsilon}_ц + 0{,}25\dot{\beta}_ц^2\cos^2\varepsilon_ц\sin\varepsilon_ц\right); \quad (8.7)$$

$$W_{нz} = -\varkappa\, 0{,}5\,\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц - D_ц\left(0{,}5\,\frac{\Delta\ddot{D}}{\Delta\dot{D}}\,\dot{\beta}_ц - 0{,}5\dot{\varepsilon}_ц\dot{\beta}_ц\sin\varepsilon_ц\right), \quad (8.8)$$

где $W_{ну}$ ($W_{нz}$) — проекция нормального кинематического ускорения ракеты на ось y (z);
$\varkappa$ — параметр, зависящий от летно-баллистических характеристик ракеты;
$\dot{\varepsilon}_ц$ ($\dot{\beta}_ц$) — скорость изменения угла места (азимута) обстреливаемой цели;
$D_ц$ ($D_р$) — дальность до цели (ракеты);
$\varepsilon_ц$ — угол места цели;

$$\Delta\ddot{D} = \ddot{D}_ц - \ddot{D}_р; \quad \Delta\dot{D} = \dot{D}_ц - \dot{D}_р.$$

Анализ выражений (8.7) и (8.8) показывает, что при формировании сигналов компенсации динамической ошибки требуется определение первых и вторых производных координат цели, однако целесообразнее ограничиться формированием сигналов компенсации, зависящих только от первых производных координат цели, так как определение вторых производных, как правило, приводит к возрастанию случайных составляющих в сигналах компенсации динамических ошибок наведения, другими словами, меры, направленные на уменьшение динамических ошибок наведения, одновременно могут вызвать увеличение так называемых **флюктуационных ошибок**.

Для исключения влияния на величину $h_д$ нестабильности коэффициента K_0 в процессе наведения ракеты на цель могут быть приняты меры для его стабилизации.

В системах наведения, обладающих большим коэффициентом усиления, величина динамической ошибки незначительна, что исключает необходимость ввода сигнала ее компенсации.

На характер движения ракеты в вертикальной плоскости

оказывает влияние ее вес $G_р = m_р g$ ($m_р$ — масса ракеты, g — ускорение свободно падающего тела).

В случае полета ракеты по криволинейной траектории силу веса ракеты можно разложить на две составляющие относительно поточной системы координат (рис. 8.3), при этом

$$G_1 = G_р \cos \Theta; \quad G_2 = G_р \sin \Theta. \tag{8.9}$$

Составляющая G_2 направлена в сторону, противоположную вектору скорости. Она не вызывает нормальных ускорений и компенсируется тягой двигателя ракеты.

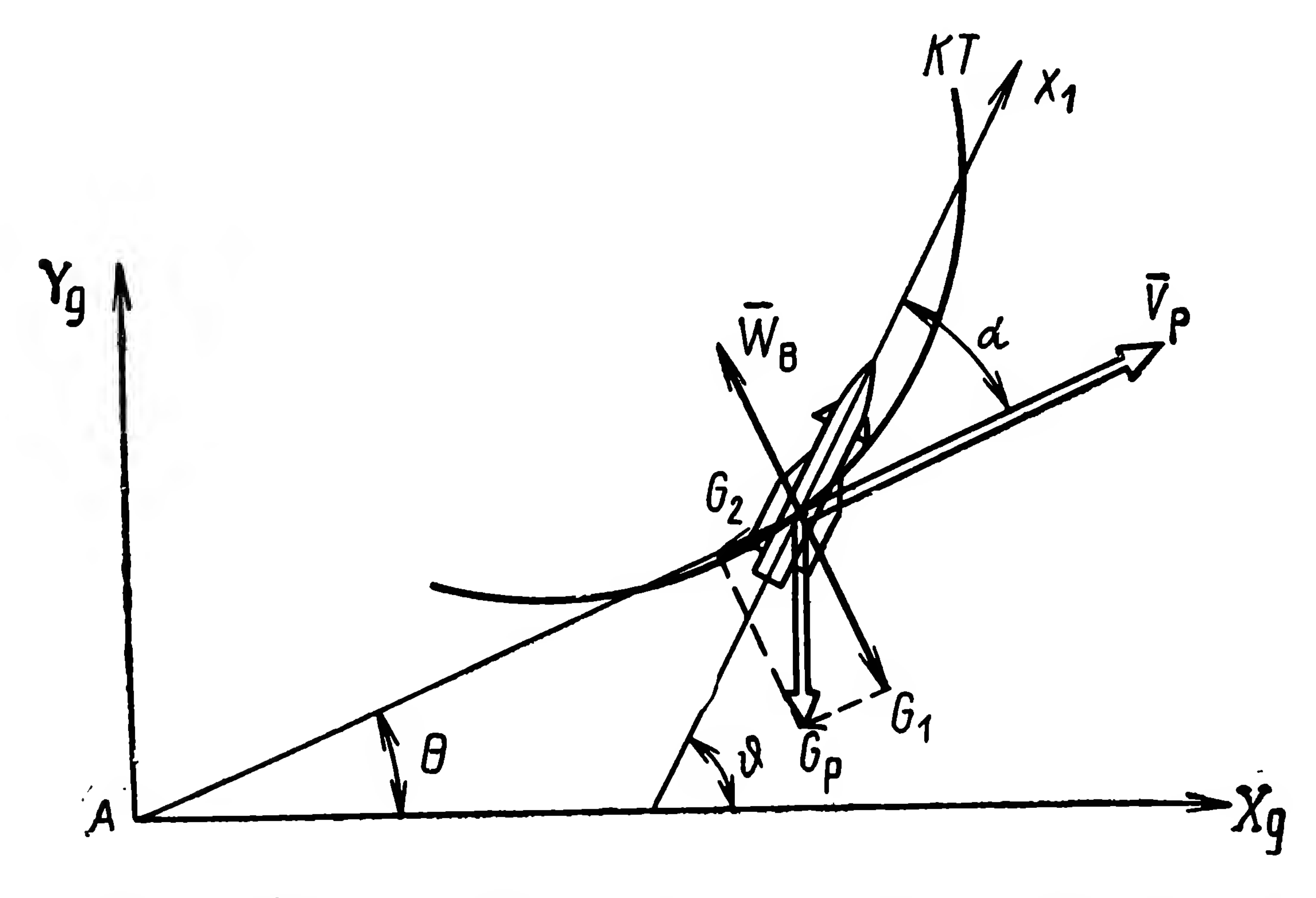


Рис. 8.3. Влияние массы ракеты на характер траектории ее движения

Составляющая G_1, направленная нормально к вектору $\bar{V}_р$, вызывает отклонение ракеты от кинематической траектории. Для того чтобы избежать этого отклонения, необходимо ракете сообщить некоторое ускорение $W_в$, пропорциональное составляющей G_1, что компенсируется составляющей $U_в$.

Ошибки измерения углового положения цели, обусловленные влиянием обтекателя антенны, могут быть скомпенсированы как непосредственно в координаторе, так и в СРП при формировании команд управления. Величина этих ошибок зависит от угла отклонения оси координатора от продольной оси ракеты и физических свойств материала обтекателя. При известном характере статистической пеленгационной характеристики обтекателя представляется возможным сформировать напряжение, величина и полярность которого изменялись бы при изменении этого угла и повторяли бы пеленгационную характеристику обтекателя. Это напряжение в принципе может служить в качестве сигнала компенсации ошибок измерения, вносимых обтекателем.

Кроме рассмотренных могут быть ошибки наведения, возникающие и по другим причинам, что обусловлено спецификой реализации различных методов измерения параметров движения цели и методов наведения ракеты.

8.2. Формирование команд при реализации двухточечных методов наведения

При наведении ракеты по двухточечным методам определяется взаимное положение в пространстве двух точек — ракеты и цели. Эту задачу решает координатор, установленный на борту ракеты. Двухточечные методы наведения находят применение, как правило, в системах самонаведения. К их числу относятся методы прямого наведения и погони, методы параллельного и пропорционального сближения (подразд. 2.2).

При наведении ракеты по методу прямого наведения формируются команды, под действием которых в процессе сближения с целью ракета ориентируется так, что ее продольная ось ox_1 постоянно направлена по линии дальности ракета — цель. В этом случае параметр рассогласования формируется в соответствии с выражением (2.5) или (2.7), при этом угловое положение цели относительно ракеты может быть определено составляющими угла рассогласования в продольной и поперечной плоскостях q_y, q_z. Измерение этих углов дает возможность получить сигналы рассогласования

$$U_{qy} = \kappa_y q_y(t); \qquad (8.10)$$
$$U_{qz} = \kappa_z q_z(t),$$

где κ_y, κ_z — коэффициенты преобразования угловых величин в напряжения рассогласования, имеющие размерность В/град.

Для непосредственного измерения величины q на борту ракеты устанавливают неподвижный радиотехнический или оптический координатор. В качестве радиотехнического координатора используется пеленгатор, формирующий равносигнальное направление (РСН).

При установке неподвижного координатора РСН или оптическая ось совмещается с направлением продольной оси ракеты. В этом случае на выходе координатора формируется сигнал, пропорциональный отклонению цели от оси координатора $U(q)$.

Преимуществом рассмотренного варианта приборной реализации является простота конструкции. Существенным недостатком — резкое увеличение потребного угла поля зрения координатора. Это в свою очередь приводит к уменьшению дальности сопровождения, точности формирования команд

управления и, наконец, к ухудшению разрешающей способности системы управления.

Отмеченных недостатков в значительной степени лишена приборная реализация уравнения (2.7), которая предполагает установку на борту ракеты следящего координатора, ось которого непрерывно совмещается с направлением на цель, и датчика углов, формирующего напряжение, пропорциональное отклонению оси координатора от направления оси ракеты (рис. 8.4), при этом датчик углов может представлять собой потенциометр, корпус которого жестко связан с корпусом ракеты, а движок потенциометра — с осью $o_p x_к$ координатора.

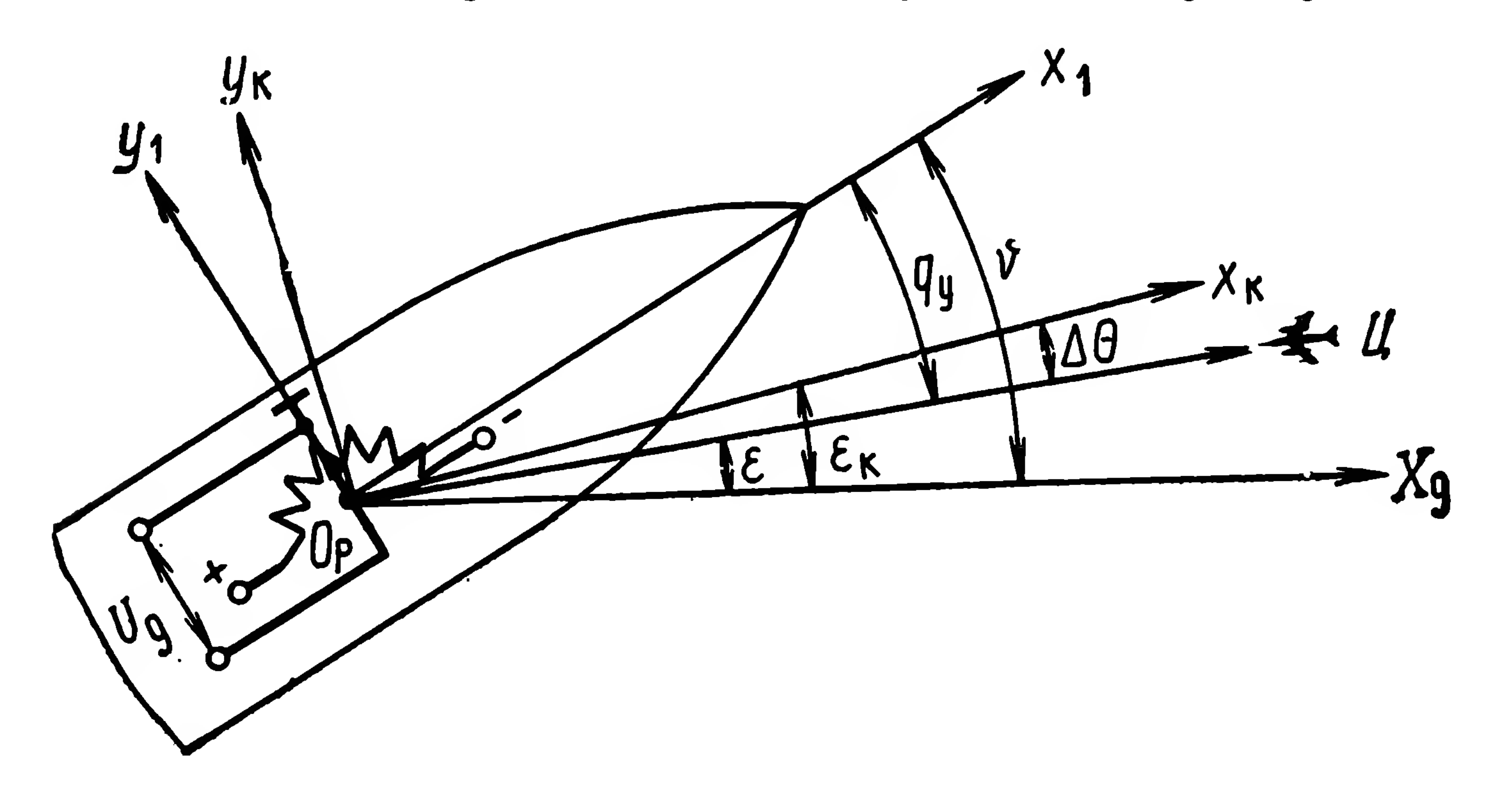


Рис. 8.4. Возможный вариант формирования сигнала рассогласования при использовании следящего координатора, обеспечивающего реализацию метода прямого наведения

В исходном состоянии при совмещении оси $o_p x_к$ с продольной осью ракеты $o_p x_1$ движок потенциометра занимает среднее положение, и с выхода датчика снимается напряжение, равное нулю, так как средняя точка потенциометра заземлена.

С момента начала сопровождения цели координатором отрабатывающее устройство непрерывно совмещает ось координатора с направлением линии ракета — цель. В результате происходит перемещение движка потенциометра, на выходе датчика появляется напряжение, величина которого пропорциональна углу q, а полярность определяется знаком параметра рассогласования q. Таким образом, образуются два замкнутых контура.

Первый — контур координатора, обеспечивающий непрерывное совмещение оси $o_p x_к$ координатора с линией дальности, т. е. непрерывное выполнение равенства

$$\varepsilon = \varepsilon_к,$$

где $\varepsilon_к$ — угол наклона оси координатора.

Второй — контур управления положением продольной оси ракеты (углом тангажа). Входным воздействием для этого контура является величина $\varepsilon_к$, выходным — угол тангажа ϑ, а параметром рассогласования — угол $q_у$, пропорционально которому с выхода датчика углов снимается напряжение $U(q)$. Это напряжение является исходным при формировании команд управления СРП, которые далее подаются на автопилот ракеты. Под действием команд управления ракета изменяет направление полета так, чтобы

$$\varepsilon_к = \varepsilon = \vartheta, \text{ т. е. } q = 0.$$

Недостатком рассматриваемого варианта приборной реализации этого метода наведения является его относительная сложность.

Формирование команд при реализации метода наведения с постоянным углом упреждения возможно с помощью тех же средств, что и метода прямого наведения.

Угол упреждения q_0 задается дополнительным поворотом антенны бортового координатора на величину q_0 или введением в измеренное значение сигнала, пропорционального разности углов ϑ и ε, напряжения, пропорционального q_0.

В дальнейшем на основании сигнала рассогласования и компенсационных сигналов $U_{комп}$ формируются команды управления, под действием которых ракета изменяет направление полета, так чтобы выполнялось уравнение идеальной связи.

В соответствии с определением метода наведения по кривой погони различным формам уравнения параметра рассогласования соответствуют различные конструктивные решения, обеспечивающие формирование сигнала рассогласования.

Например, для реализации уравнения (2.14) целесообразно применение координатора, антенна которого непрерывно следит за целью, при этом датчик углового положения антенны вырабатывает напряжение, пропоциональное ε. Угол наклона вектора скорости ракеты Θ может измеряться флюгерным устройством, выходное напряжение которого пропорционально углу Θ. В дальнейшем напряжение $U(\varepsilon)$ и $U(\Theta)$ подаются на вычитающее устройство, выходное напряжение которого пропорционально параметру рассогласования.

При формировании команд управления в соответствии с методом параллельного сближения каждой из форм записи уравнения параметра рассогласования соответствует своя приборная реализация.

При реализации уравнения (2.23) на борту ракеты необходимо устанавливать координатор, измеряющий угловую скорость вращения линии ракета — цель. Напряжение, пропорциональное $\dot{\varepsilon}$, является сигналом рассогласования, на

основе которого формируется команда управления полетом ракеты. Под действием команд ракета изменяет направление полета так, чтобы $\dot{\varepsilon}$ было равно нулю.

Формирование сигнала, пропорционального $\dot{\varepsilon}$, может осуществляться установкой на ракете неследящего стабилизированного в пространстве координатора, формирующего рав-

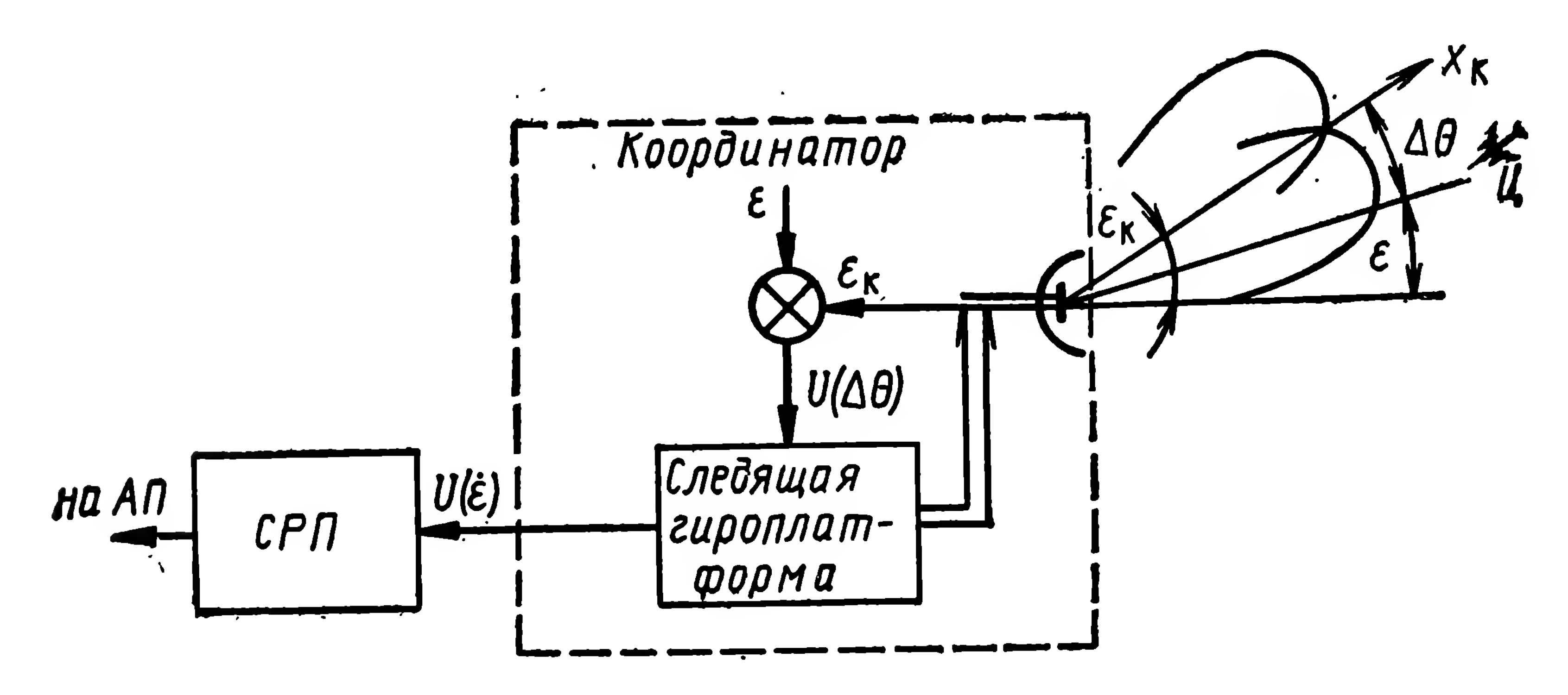


Рис. 8.5. Возможный вариант формирования сигнала рассогласования при использовании следящего координатора, обеспечивающего реализацию метода параллельного сближения

носигнальное направление. В этом случае выходное напряжение координатора будет пропорционально углу отклонения цели от равносигнального направления.

Для получения сигнала рассогласования, пропорционального $\dot{\varepsilon}$, выходное напряжение координатора подается на дифференцирующее устройство. Преимуществом рассматриваемого варианта приборной реализации является его сравнительная простота, однако ему присущи существенные недостатки. Наведение ракеты на цель возможно только при значительном угле поля зрения координатора, что приводит к уменьшению дальности обнаружения цели координатором и ухудшению его разрешающей способности по угловым координатам. Вместе с этим дифференцирование выходного сигнала координатора приводит к возникновению дополнительных ошибок при формировании команд управления, что снижает точность наведения. Указанных недостатков в определенной степени лишен другой вариант приборной реализации уравнения (2.23), предполагающий установку на борту ракеты следящего координатора (рис. 8.5), в котором благодаря использованию гироследящего привода, непрерывно совмещающего равносигнальное направление пеленгатора с направлением на цель, выходное напряжение пропорционально $\dot{\varepsilon}$ без дифференцирования сигнала, пропорционального ε. Вместе с этим использование следящего координатора значительно уменьшает потребный угол поля зрения координа-

тора. В результате увеличиваются дальность обнаружения цели, разрешающая способность и точность измерения параметра рассогласования.

При приборной реализации уравнения (2.24) ось координатора должна быть застабилизирована по направлению ε_{D0}. Это достигается установкой на борту неследящего коорди-

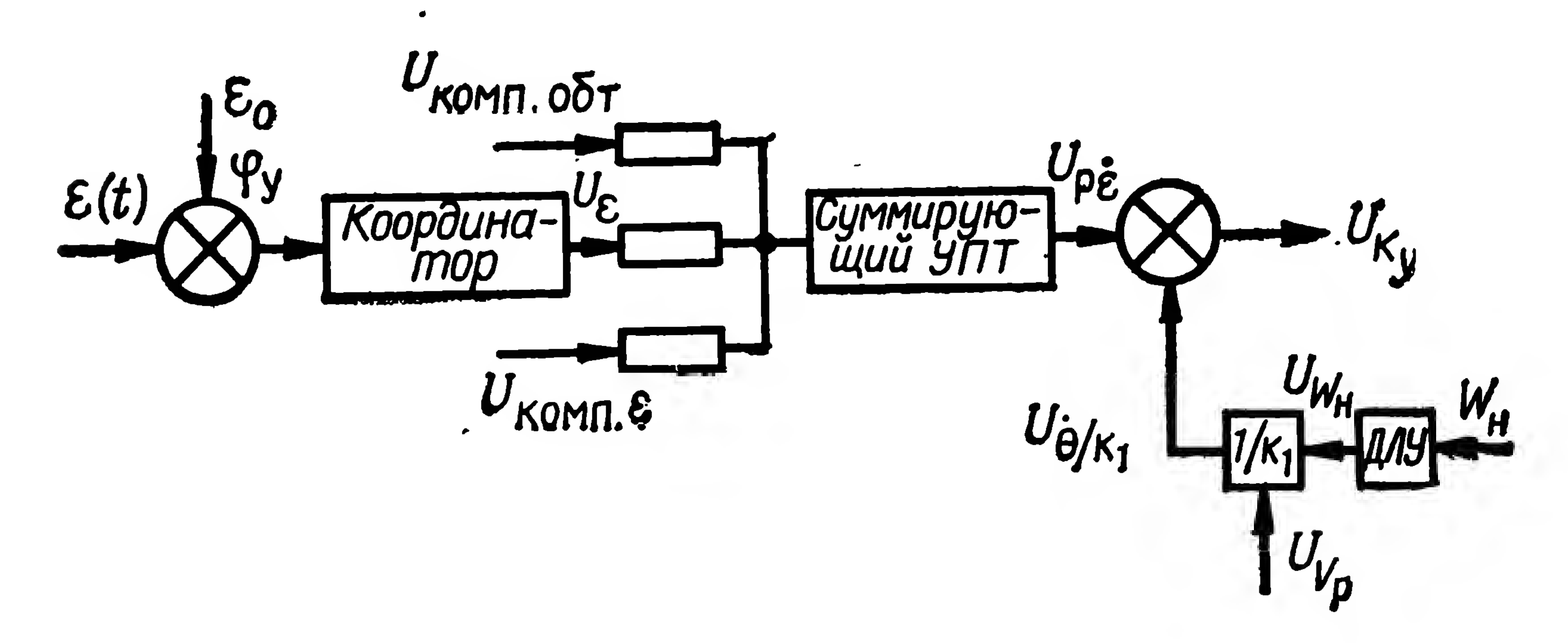


Рис. 8.6. Схемный вариант СРП, обеспечивающий формирование команд управления при наведении ракеты по методу пропорционального сближения

натора, формирующего диаграмму направленности антенны с равносигнальным направлением, которое в момент старта ракеты совпадает с линией ракета — цель. В этом случае в процессе наведения ракеты на цель на выходе приемника координатора формируется сигнал, пропорциональный отклонению цели относительно оси координатора. Недостатком рассматриваемой приборной реализации является необходимость установки координатора со значительным углом поля зрения.

Для приборной реализации уравнения (2.25) необходимо измерение скоростей полета ракеты, цели, а также угла между вектором скорости цели и линией ракета — цель. Практически реализация уравнения (2.25) затруднена из-за сложности измерения угла $q_ц$.

Из уравнения (2.33) следует, что для реализации метода пропорционального сближения (рис. 8.6) координатор следит за целью и измеряет угловую скорость вращения линии ракета — цель $\dot{\varepsilon}(t)$ (для вертикальной плоскости). Этот сигнал также может содержать ошибки, обусловленные влиянием обтекателя и веса ракеты, которые вызывают некоторую скорость $\dot{\varepsilon}(t)$.

Сигнал $U_{\dot{\varepsilon}}$ подается на суммирующий УПТ счетно-решающего прибора, куда вместе с этим могут быть поданы сигналы компенсации ошибок измерения параметра рассогласования. Результирующий сигнал рассогласования

$$U_{p\dot{\varepsilon}} = U_{\dot{\varepsilon}} \pm U_{\omega\ обт} \pm U_{комп.\ \varepsilon} \qquad (8.11)$$

поступает на схему вычитания, куда подается сигнал, пропорциональный величине $\dot{\Theta}/к_1$. Этот сигнал может быть получен путем измерения нормальных ускорений ракеты с помощью датчиков линейных ускорений (ДЛУ).

Сигнал $U_{\dot{\Theta}/к_1}$ сравнивается с сигналом $U_{р\dot{\varepsilon}}$, при этом вырабатывается команда

$$U_к = U_{р\dot{\varepsilon}} - U_{\dot{\Theta}/к_1}, \tag{8.12}$$

характеризующая меру нарушения заданного закона сближения ракеты с целью. Напряжение команды подается на автопилот и служит для управления положением органов управления полетом ЗУР. В результате ракета движется так, что угловая скорость вращения вектора скорости $\overline{V}_р$ пропорциональна величине $\dot{\varepsilon}$.

8.3. Формирование команд при реализации трехточечных методов наведения

Трехточечные методы наведения применяются в системах телеуправления (командных и теленаведения). К числу этих методов относят метод трех точек и методы упреждения.

В процессе наведения ракеты на цель аппаратура пункта наведения измеряет параметр рассогласования и формирует команды управления, которые по командной радиолинии управления передаются на борт ракеты.

Наведение ракеты по методу трех точек характеризуется тем, что в процессе сближения с целью она удерживается на линии визирования цели, при этом параметр рассогласования будет определяться из выражения (2.38).

Величины $\varepsilon_ц$, $\beta_ц$, $\varepsilon_р$, $\beta_р$ измеряются аппаратурой пункта наведения (визирами цели и ракеты), в результате чего формируется сигнал рассогласования:

$$\left.\begin{aligned} U_{\Delta\varepsilon} &= \kappa_\varepsilon(\varepsilon_ц - \varepsilon_р) = \kappa_\varepsilon\Delta\varepsilon; \\ U_{\Delta\beta} &= \kappa_\beta(\beta_ц - \beta_р) = \kappa_\beta\Delta\beta, \end{aligned}\right\} \tag{8.13}$$

где κ_ε, κ_β — коэффициенты преобразования угловых величин в соответствующие напряжения.

Напряжения $U_{\Delta\varepsilon}$, $U_{\Delta\beta}$ в принципе могут быть использованы для формирования команд управления. Однако при этом точность наведения будет зависеть от дальности стрельбы (дальности ракеты). Это следует из того, что величина линейного отклонения ракеты от кинематической траектории при постоянных значениях $\Delta\varepsilon$ и $\Delta\beta$ будет изменяться с изменением $D_р$.

Поэтому в системах телеуправления в качестве параметра рассогласования принимают не угловое, а линейное отклонение ракеты от кинематической траектории. Величина

линейного отклонения может быть определена по формулам: $h_{\Delta\varepsilon} \approx \Delta\varepsilon D_р$; $h_{\Delta\beta} \approx \Delta\beta D_р$.

Для получения сигналов рассогласований, пропорциональных этим величинам, в составе УФК необходимо иметь умножитель, позволяющий сформировать сигналы $U_{h\Delta\beta}$, $U_{h\Delta\varepsilon}$.

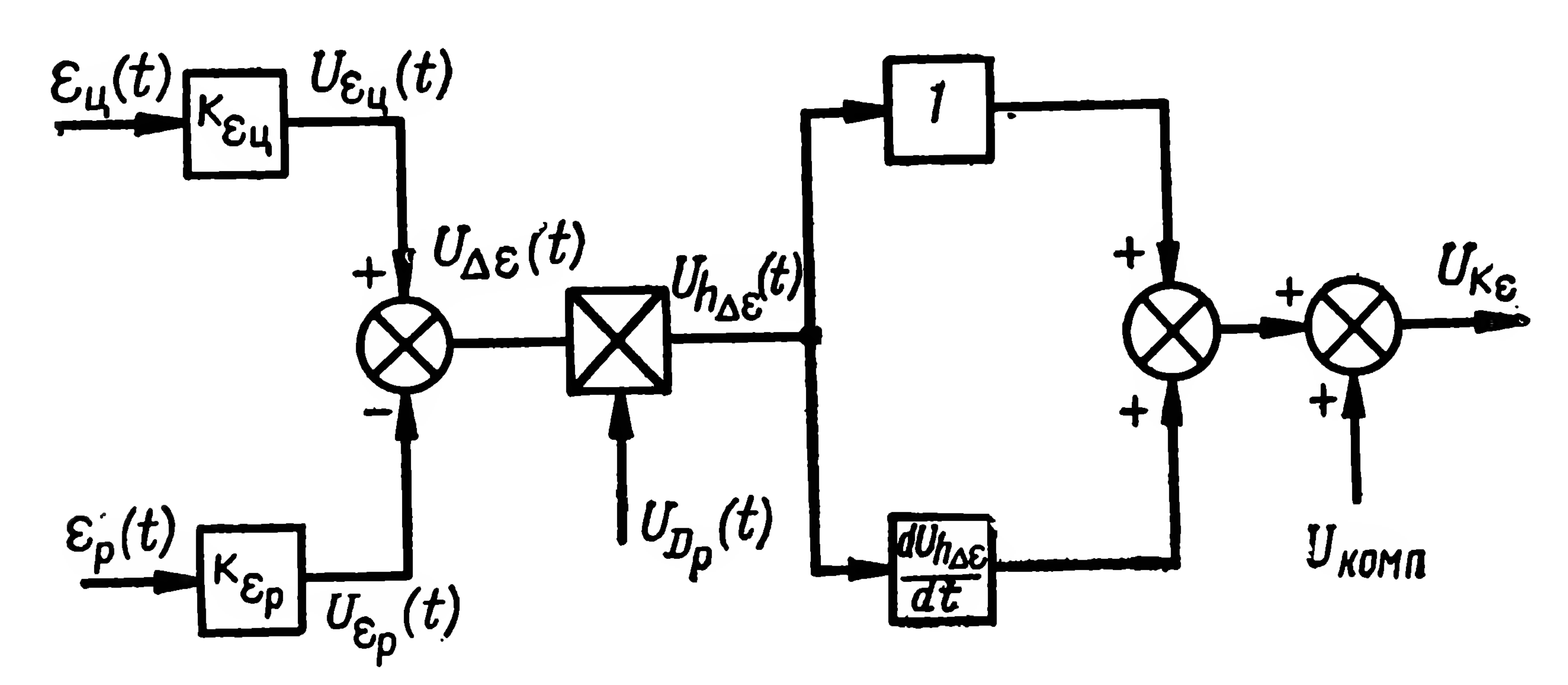


Рис. 8.7. Структурная схема УФК при формировании команд управления для наведения ЗУР по методу трех точек (вариант)

Сигнал демпфирования вырабатывается путем дифференцирования сигнала рассогласования.

Дальнейшее формирование команд управления сводится к суммированию сигналов демпфирования и компенсации ошибок наведения. В результате на выходе УФК имеют место напряжения команд управления, имеющие вид:

$$\left.\begin{aligned} U_{к\varepsilon} &= U_{h\Delta\varepsilon} + b\dot{U}_{h\Delta\varepsilon} + U_{комп\,\varepsilon}; \\ U_{к\beta} &= U_{h\Delta\beta} + b\dot{U}_{h\Delta\beta} + U_{комп\,\beta}. \end{aligned}\right\} \quad (8.14)$$

Использование этих напряжений для управления рулями высоты и курса ракеты обеспечивает удержание ее в процессе полета на линии визирования цели, что соответствует требованию метода трех точек. Структурная схема УФК показана на рис. 8.7.

Методы упреждения имеют ту особенность, что при их реализации ракета движется с некоторым упреждением относительно линии визирования цели. Величина этого упреждения зависит от принятого метода и скорости изменения угловых координат цели $\dot{\varepsilon}_ц$, $\dot{\beta}_ц$, времени сближения $t_{сбл}$ ракеты с целью. В общем виде уравнения метода описываются выражениями (2.39), (2.40), (2.41).

Упреждение в линейной мере:

$$h_{\varepsilon\,упр} \approx \varepsilon_{упр} D_р; \quad h_{\beta\,упр} \approx \beta_{упр} D_р.$$

На основании этого может быть составлена структурная схема формирования сигналов упреждения (рис. 8.8). В ее состав входят суммирующие элементы, позволяющие получать напряжение $U_{\Delta D}$, дифференцирующие звенья, умножители и делители.

Напряжения сигналов упреждения $U_{\varepsilon\,упр}$, $U_{\beta\,упр}$ передаются на суммирующий усилитель УФК, где они суммируются с сигналами рассогласования.

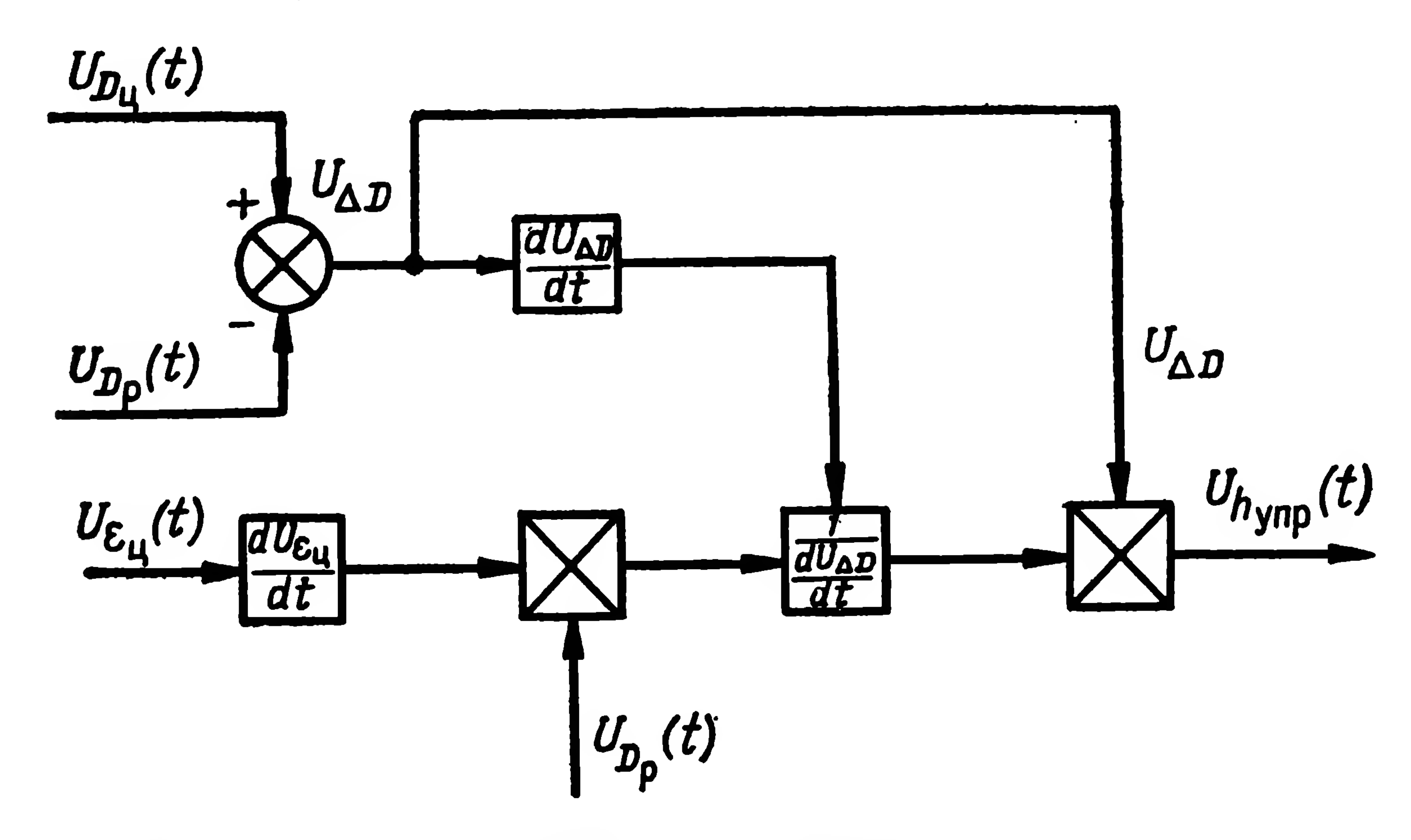


Рис. 8.8. Вариант структурной схемы формирования сигнала упреждения

Для решения математических зависимостей используются вычислительные устройства, называемые функциональными преобразователями (ФП). Одни из них пригодны для моделирования широкого класса функций, другие позволяют моделировать функции одного вида (например, степенной, показательной, тригонометрической) и называются специализированными.

8.4. Устройства формирования команд на ЦВМ

В современных ЗРК все шире стали применяться электронные цифровые вычислительные машины для решения различных формализованных задач, в том числе и для формирования команд управления. Формирование команд управления в ЦВМ сводится к решению соответствующих математических выражений, описывающих закон изменения команд управления, которые в свою очередь определяются выбранным методом наведения и характером сигналов компенсации ошибок наведения. В отличие от аналоговых УФК в ЦВМ операции выполняются над цифрами, как правило, в двоичном коде, по заранее составленной и введенной в ЦВМ про-

грамме, хранящейся в ячейках памяти машины (ЗРК «Пэтриот», «Кроталь»).

В зависимости от числа решаемых задач в ЦВМ может быть записан ряд подпрограмм, которые выполняются в определенной последовательности или одновременно.

Типовая структурная схема ЦВМ показана на рис. 8.9.

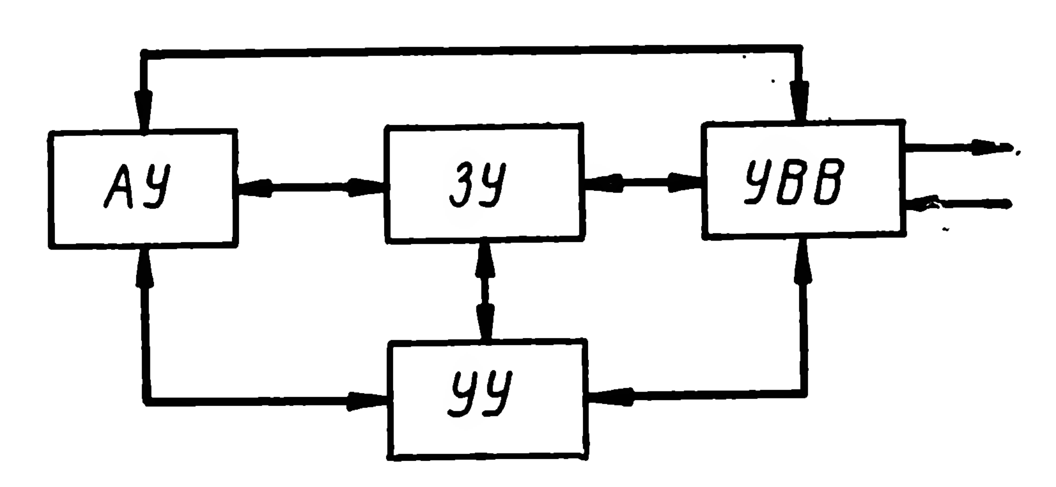


Рис. 8.9. Структурная схема ЦВМ

Запоминающее устройство (ЗУ) обеспечивает хранение исходной информации, промежуточных и окончательных результатов решения задач и программ вычислений.

ЗУ состоит из отдельных ячеек, каждой из которых присваивается номер, называемый адресом.

По назначению ЗУ подразделяются на:

оперативные (ОЗУ), предназначенные для хранения данных, непосредственно участвующих в выполнении операций, осуществляемых арифметическим устройством и устройством управления. В качестве ОЗУ применяются ферритовые магнитопроводы, ферритовые платы, полупроводниковые схемы, позволяющие записать цифры двоичной системы счисления 0 и 1;

постоянные запоминающие устройства (ПЗУ), предназначенные для хранения программ, констант и табличных функций, необходимых для решения задач на ЦВМ. ПЗУ в отличие от ОЗУ — это запоминающее устройство с неизменным содержанием памяти. Наибольшее распространение находят трансформаторные ПЗУ, выполненные на магнитопроводах;

сверхоперативные (СОЗУ), обеспечивающие согласованную работу арифметического устройства (АУ) и ОЗУ, если быстродействие ОЗУ меньше быстродействия АУ;

внешние (ВЗУ), предназначенные для хранения информации, которая сравнительно редко используется при решении задач (константы, типовые функции и т. д.). В качестве ВЗУ используются накопители на магнитных барабанах, лентах и т. д.

Арифметическое устройство (АУ) предназначено для выполнения арифметических и логических операций над числами. Необходимая для обработки в АУ информация поступает из ЗУ. Результаты выполнения арифметических и логических операций вновь записываются в ЗУ.

АУ состоит из регистров приема числа, преобразователя кодов, сумматора, блока управления арифметическим устройством (БУ АУ) и имеет связи с устройством управления и ОЗУ.

Устройство управления (УУ) обеспечивает работу ЦВМ в соответствии с заданной программой. УУ осуществляет:

выборку из ОЗУ очередной команды и хранение ее в процессе выполнения операций;

выборку из ОЗУ чисел, участвующих в выполнении операции ввода их в АУ, и выработку управляющих сигналов для выполнения операций в АУ;

управление процессами ввода и вывода информации.

Устройство ввода-вывода (УВВ), предназначенное для автоматизации обмена информацией между ЦВМ и системой, обеспечивает:

ввод из системы в ОЗУ исходных данных для вычислений в моменты времени, определяемые системой или программой;

вывод в систему из ОЗУ результатов вычислений в моменты времени, определяемые системой;

выдачу в систему специальных команд управления, вырабатываемых в соответствии с программой.

В процессе наведения ракеты на цель на устройство ввода в двоичном коде поступает информация, характеризующая параметры движения цели и ракеты, состояние аппаратуры ЗРК и т. д., которая в дальнейшем вводится в запоминающее устройство.

Устройства вывода предназначены для выдачи результатов решаемых задач на средства отображения информации и другие элементы системы управления ЗУР.

Рассмотрим сущность формирования команды управления цифровой вычислительной машиной на примере, когда наведение ракеты на цель осуществляется по методу трех точек. Аналитическое выражение команды управления для рассматриваемого метода описывается формулой (8.22). Использование ЦВМ для расчета команды управления базируется на возможности формализации процесса ее вычисления. Упрощенный алгоритм вычисления команды управления полетом ЗУР в горизонтальной плоскости показан в табл. 8.1.

Рассмотрение табл. 8.1 показывает, что решение задачи по формированию команды управления полетом ЗУР распадается на выполнение последовательности операций над исходными данными и промежуточными результатами с необходимостью сохранения некоторых исходных и промежуточных данных. Процесс решения задачи по формированию команды управления на ЦВМ включает: составление программы; ввод программы в машину; автоматическое решение задачи на ЦВМ и выдачу результатов на устройства, с которыми сопрягается ЦВМ (преобразователь «Цифра — ана-

Таблица 8.1

№ команды	Выполняемая операция	1-е число	2-е число	Результат
1	Вычитание	$\beta_ц$	$\beta_р$	$\Delta\beta$
2	Умножение	$\Delta\beta$	$D_р$	$h_{\Delta\beta}$
3	Деление	$h\Delta\beta$	Δt	$\dot{h}\Delta\beta$
4	Умножение	$\dot{h}_{\Delta\beta}$	b	$b\dot{h}\Delta\beta$
5	Сложение	$\dot{h}_{\Delta\beta}$	$h_{комп\ \beta}$	h_Σ
6	»	$h_{\Delta\beta}$	h_Σ	h_β
7	Выдача результата вычисления на устройство вывода данных	h_β		

Таблица 8.2

№ команды	Адреса ячеек ОЗУ, где хранятся команды	Команды				Решаемая зависимость
		Оп	*А*1	*А*2	*А*3	
1	1	02	100	150	151	$\Delta\beta = \beta_ц - \beta_р$
2	2	03	151	160	170	$h_{\Delta\beta} = D_р\Delta\beta$

лог», вход командной радиолинии управления полетом ЗУР и т. д.).

Составление программы. В программе пóлно и точно в формализованном виде отображается алгоритм проведения вычислительного процесса, приводящий к решению сформулированной задачи. При этом, как следует из табл. 8.1, программа должна состоять из последовательности команд, выполнение которых обеспечивает решение задачи.

Команда — это управляющее слово (приказ), предписывающее, какую операцию и над какими числами необходимо выполнить и куда поместить результат. Команда имеет операционную и адресную части. В операционной части содержится код операции, которую должна выполнить ЦВМ, в адресной — адреса ячеек ОЗУ, где хранятся числа, участвующие в операции (операнты), и адрес ячейки, куда направить полученный результат.

После составления программы на семантическом уровне (табл. 8.1) составляется программа с указанием номеров ячеек, в которые помещаются команды. Для команд 1 и 2 можно сказать (табл. 8.2), что, например, для выполнения команды 1 (формирование $\Delta\beta$) необходимо ее записать в ячейку 1 запоминающего устройства; код операции, соответ-

ствующий выполнению операции вычитания — в ячейку 02; значения $\beta_ц$ и $\beta_р$, необходимые при выполнении операции вычитания, следует записать соответственно в ячейку ЗУ с номерами 100 и 150, а результаты вычислений направлять в ячейку 151.

Ввод программы в ЦВМ. Составленная программа и исходные данные, обеспечивающие решение задачи формирования команд управления полетом ЗУР, заносятся в ячейки памяти ПЗУ, как правило, в заводских условиях путем прошивки.

В процессе наведения ракеты на цель обновление информации в ячейках памяти ОЗУ о $\beta_ц$, $\beta_р$, $D_р$ и др. может осуществляться в результате подачи в двоичном коде величин $\beta_ц$, $\beta_р$, $D_р$ с выхода соответствующих преобразователей «Аналог — цифра», которые связаны с соответствующими следящими системами $\beta_ц$, $\beta_р$ и $D_р$.

Для сопряжения преобразователя с ЦВМ используются три вида сигналов: адреса, управления и данных, — которые обеспечивают соответственно выбор канала преобразования, начало работы преобразователя и передачу данных по указанному адресу. Необходимым условием совместного функционирования преобразователей и ЦВМ является их совместимость по виду цифрового кода и формату данных.

Важным условием сопряжения преобразователя и ЦВМ является их программная совместимость, которая может обеспечиваться без прерывания или с прерыванием программы.

Программная совместимость при работе без прерывания программы обеспечивается тем, что ЦВМ посылает на преобразователь «Аналог — цифра» сигнал начала преобразования и переходит в режим ожидания его результата с последующей его записью.

В режиме прерывания программы, получив сигнал на прерывание, ЦВМ завершает текущую операцию программы и переходит к опросу преобразователей, после чего вновь продолжается выполнение прерванной программы.

Работу ЦВМ по формированию команды управления полетом ЗУР рассмотрим на примере трехадресной цифровой вычислительной машины с естественным (безусловным) порядком выполнения команд, т. е. когда после выполнения очередной операции (команды) управление машиной передается следующей за ней команде без всякого условия.

В трехадресной команде (рис. 8.10) содержится информация, указывающая, какая операция (код операции — *КОп*) должна выполняться над числами адреса (номера ячеек) *А*1 и *А*2 в памяти машины, которые необходимо выбрать для выполнения операции, и по какому адресу должен быть помещен результат вычисления *А*3.

На рис 8.10 изображена структурная схема трехадресной ЦВМ, иллюстрирующая взаимосвязь элементов и узлов ЦВМ при решении задачи формирования команд управления полетом ЗУР.

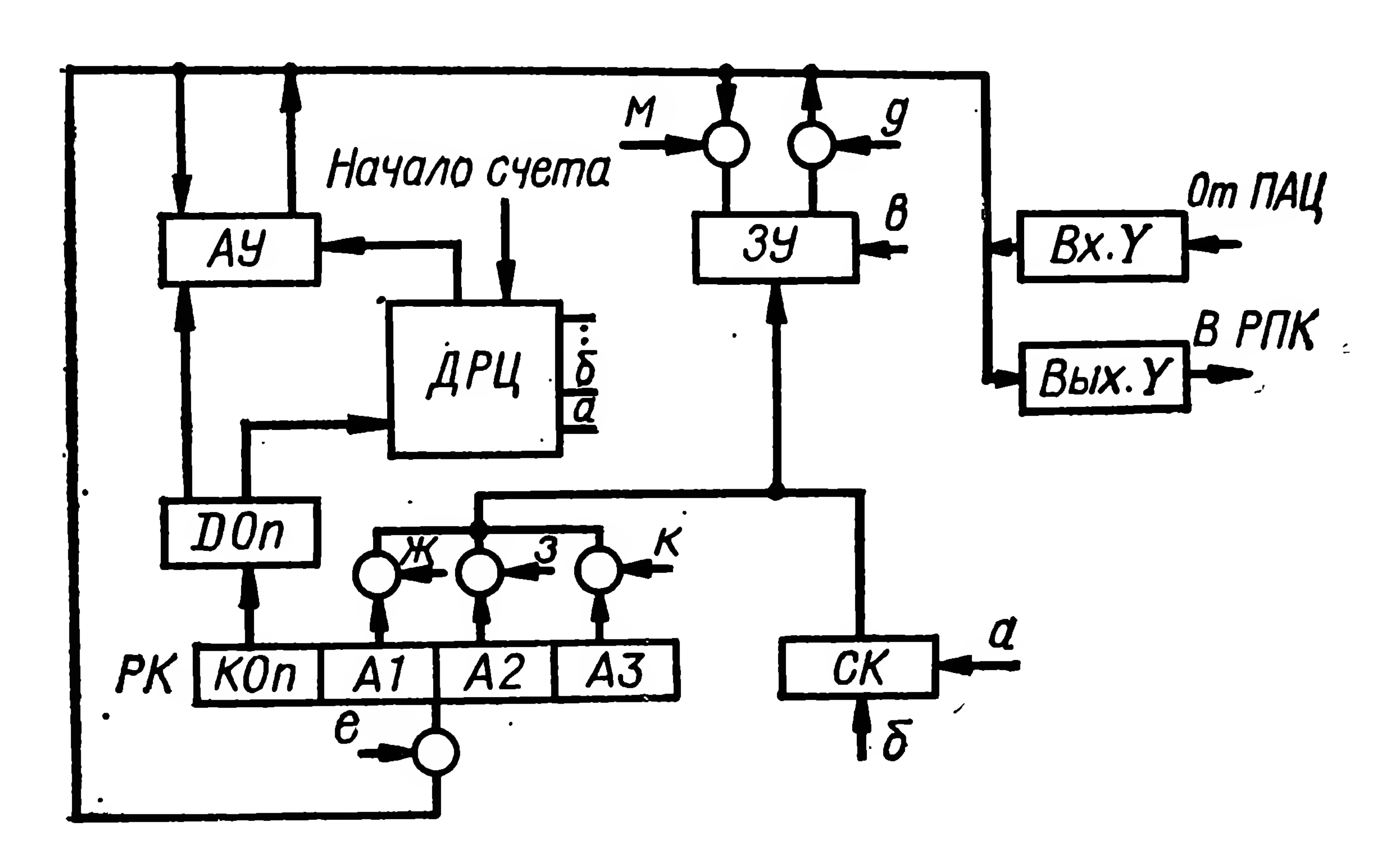


Рис. 8.10. Структурная схема трехадресной ЦВМ

Допустим, что команды программы счета в соответствии с табл. 8.1 в ЗУ расположены так, что команда 1 программы (вычитание из $\beta_ц$ величины $\beta_р$) находится в ячейке 1 памяти, команда 2 (умножение $\Delta\beta$ на $D_р$) — в ячейке с номером 2 и т. д. После выполнения очередной команды выбирается команда программы, находящаяся в соседней ячейке ЗУ.

Каждый последующий номер команды программы, который необходимо выполнить, формируется в результате прибавления единицы к номеру предыдущей команды, т. е.

$$Ак_i = Ак_{i+1}.$$

В ЦВМ с принудительным (условным) порядком выполнения команд может происходить передача управления не следующей по номеру команде, а более приоритетной.

Предположим, что к началу вычислений в ЗУ записана вся исходная информация, необходимая для формирования команды $h_в$, а остальные устройства ЦВМ находятся в исходном состоянии.

В нулевом состоянии находятся счетчик команд (СК), хранящий и вырабатывающий номер очередной подлежащей выполнению команды, а также регистр команд (РК), хранящий код выполняемой команды в течение всего цикла работы ЦВМ.

Арифметическое устройство (АУ) подготовлено для приема числовой информации.

При пуске программы датчик рабочего цикла (ДРЦ), иначе синхронизатор, в результате подачи на его вход пускового импульса выдает на свои выходные шины, начиная с шины *а* (рис. 8.10), последовательность сигналов управления. Сигналы управления, подаваемые в соответствующие устройства и элементы ЦВМ, организуют ее автоматическую работу по выполнению команды 1 и последующих команд. По окончании цикла работы ДРЦ, т. е. после выполнения одной команды, датчик начинает вновь генерацию последовательности сигналов управления, начиная с шины *а*, обеспечивая тем самым автоматическое выполнение второй команды, и т. д.

Следует подчеркнуть, что при выполнении различных команд ДРЦ формирует последовательности импульсов управления, отражающие специфику организации работы ЦВМ при отработке той или иной команды.

Информация, определяющая структуру и порядок формирования последовательности управляющих импульсов, подается на ДРЦ от дешифратора операций (*ДОп*), управляемого кодом операции (*КОп*), т. е. код операций несет информацию, предопределяющую порядок организации вычислительного процесса в данном цикле при выполнении одной из команд программы счета. После подачи сигнала «Начало счета программы формирования команды управления» ДРЦ выдает на шину сигнал, запускающий счетчик команд (СК). В счетчике команд формируется код, соответствующий номеру первой команды. В следующий момент времени ДРЦ вырабатывает сигналы управления *б* и *в*, которые обеспечивают передачу содержимого счетчика команд (номер первой команды) в ЗУ.

В соответствии с поступившим адресом из ЗУ на регистр команд (РК) помещается команда при подаче сигналов *д* и *е* на вентили ЗУ и РК.

Регистр команд состоит из двух частей: операционной и адресной. Код операций (*КОп*) из регистра команд поступает в регистр операций, а код адреса — в регистр адреса запоминающего устройства. Далее ДРЦ организует выбор адреса первого числа (*А*1) из ячейки 100, где помещено значение $\beta_ц$, путем подачи сигналов управления *ж* и *в* соответственно в РК и ЗУ с последующей передачей его в АУ. Аналогичным образом из ЗУ в АУ поступает второе число ($\beta_р$ из ячейки 150), из регистра *КОп* (вычитание) поступает на *ДОп*. Количество выходов дешифратора равняется количеству операций, выполняемых в ЦВМ. В соответствии с кодом операции вычитание *ДОп* формирует сигнал данной операции, который подается в АУ.

Арифметическое устройство формирует микропрограмму для выполнения операции $\Delta\beta = \beta_ц - \beta_р$.

По окончании вычисления $\Delta\beta$ арифметическим устройством датчик рабочего цикла организует передачу значения $\Delta\beta$ по коду третьего адреса в ЗУ (ячейка 151). На этом заканчивается первый цикл программы, обеспечивающий формирование величины $\Delta\beta$, и ЦВМ переходит к выполнению второй команды (вычисление составляющей $h\Delta\beta$, равной произведению $\Delta\beta \cdot D_р$).

Таким образом, запись действий при реализации 1-й команды может быть представлена следующим перечнем операций, выполняемых ЦВМ: извлечение числа $Ч1$ ($\beta_ц$) из запоминающего устройства, помещение его в арифметическое устройство ($П_1$), извлечение из ЗУ числа $Ч2$ ($\beta_р$) и помещение его в АУ ($П_2$), выполнение арифметического действия A_1 (вычитание), передача результата из арифметического устройства ($П_2$), запись числа ($\Delta\beta$) в запоминающее устройство ($ЗЧ_2$) по адресу, указанному в РК. Подобные символы именуются внутренним алфавитом ЦВМ. В символах внутреннего алфавита ЦВМ выполнение команды 1 ($\Delta\beta$) может быть представлено как

$$К1 \rightarrow Ч1П_1Ч2П_2A_1П_2ЗЧ_2.$$

Эта запись не учитывает конкретные адреса информации, подлежащей переработке, но раскрывает структуру данной команды и порядок ее выполнения.

Выполнение второй команды также начинается с того, что на шину *а* от ДРС поступает сигнал управления и в счетчик команд посылается еще один импульс. В результате СК фиксирует число 2 — номер команды, которую предстоит выполнять ЦВМ (формирование $h_{\Delta\varepsilon}$). Организация работы ЦВМ при выполнении второй и последующих команд программы счета h_ε аналогична.

Таким образом, программа вычисления команды управления полетом ЗУР может быть записана в виде последовательности команд программы, каждой из которых для случая трехадресной команды указаны выполняемая операция, адреса перерабатываемой информации и адреса ячейки ЗУ, куда помещается результат вычисления.

После выполнения последней команды программы счета (суммирование составляющих команды управления) результат вычисления в двоичном коде поступает на устройство вывода информации и далее используется, например, для модуляции по амплитуде несущей частоты радиопередатчика команд управления. Промодулированные двоичным кодом сигналы управления полетом ракеты передаются на борт ЗУР для дешифрации и последующего исполнения команд.

9. КОМАНДНЫЕ РАДИОЛИНИИ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР

9.1. Основные характеристики

В ряде зарубежных зенитных ракетных комплексов передача команд управления с пункта наведения на исполнительные органы бортовых устройств ракеты осуществляется аппаратурой, образующей **командную радиолинию управления (КРУ)**. По этой линии производится передача команд управления полетом ракеты, разовых команд изменения режимов работы бортовой аппаратуры, других команд и сигналов.

Современные ЗРК позволяют наводить на одну или несколько целей одновременно несколько ракет, поэтому возникает необходимость в передаче большого числа команд, для чего используются так называемые многоканальные КРУ, т. е. линии, состоящие из определенного числа радиоканалов.

Радиоканалом называют совокупность устройств, обеспечивающих передачу на борт одной команды. В состав радиоканала входят передающий тракт, среда распространения радиоволн, приемный тракт.

В процессе передачи каждая команда, представленная на входе радиоканала медленно изменяющимся напряжением постоянного тока или в цифровом коде, должна быть преобразована в радиосигналы, пригодные для передачи на борт ракеты по радиолинии связи. Эту задачу решает передающий тракт, аппаратура которого размещается на пункте наведения.

На борту ракет устанавливается аппаратура приемного тракта, обеспечивающая прием радиосигналов команд и преобразование их в форму, пригодную для управления исполнительными органами.

Одновременная передача нескольких команд приводит к необходимости придания каждой из них признаков принадлежности, позволяющих каждую команду направить соответствующему получателю. Кроме того, стремление передать по одной радиолинии большое число команд при минимальном объеме ее аппаратуры требует применения методов уплотнения информации, когда за определенный интервал времени может быть передано несколько команд.

Оба обстоятельства заставляют осуществлять преобразование команд по некоторым методам, в результате чего каждая команда представляется электрическими сигналами, которые содержат в себе как величину и знак, так и признак принадлежности команды.

Процесс представления команды в новую форму сигналов называют шифрацией (преобразованием), в результате которой команда, выражаемая некоторым алфавитом с определенным числом символов, преобразуется в сигналы другого алфавита с другим числом символов. Например, до преобразования команда могла быть представлена медленно изменяющимся напряжением постоянного тока, величина и полярность которого определяли величину и знак команды. После преобразования команда может иметь форму гармонических колебаний или импульсных сигналов, которые полностью характеризуют все параметры данной команды.

На рис. 9.1 представлена функциональная схема многоканальной радиолинии управления, состоящей из N каналов. На вход каждого канала поступает напряжение преобразуемой команды от устройства формирования команд. В результате преобразования команды представляются некоторыми сигналами

$$K_{\text{у}}(t) = U_{\text{к}} l, \tag{9.1}$$

где l — оператор преобразования, вид которого определяется принятым методом преобразования.

Преобразование команд в сигналы $K_{\text{у}}(t)$ назовем первым этапом шифрации, в результате которого команда представляется новым алфавитом. Процесс преобразования сводится к модуляции некоторых электрических сигналов (гармонических или импульсных) напряжением команды, поэтому в некоторых случаях первый этап шифрации часто называют первичной модуляцией, а преобразователи команд — модуляторами.

Преобразованные команды подаются в кодирующие устройства, придающие каждой команде свой признак принадлежности. В качестве таковых могут быть гармонические или импульсные сигналы, промодулированные по заданному закону. В соответствии с этим различают радиолинии с частотным и временны́м разделением каналов. Кроме того, может быть кодовое разделение сигналов, при котором команда представляется определенной группой импульсов, присущих только этой команде.

Кодирование является вторым этапом шифрации. Сигнал на выходе кодирующего устройства i-го канала может быть представлен как

$$S_i(t) = L_i K_{\text{у}}(t), \tag{9.2}$$

где L_i — оператор кодирования i-го радиоканала.

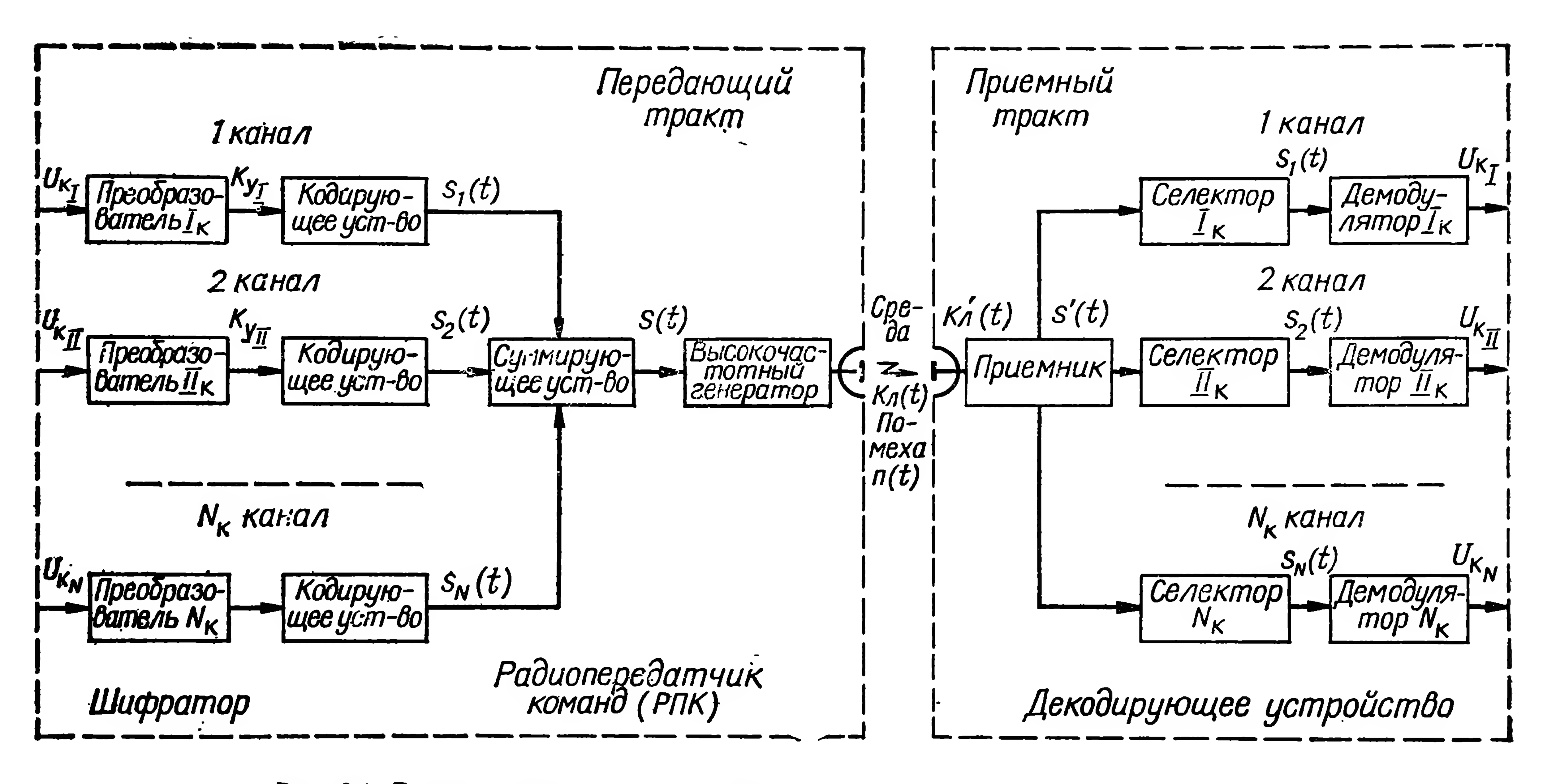


Рис. 9.1. Типовая функциональная схема многоканальной командной радиолинии

Сигналы команд $S(t)$, полученные в результате шифрации, используются в дальнейшем для модуляции несущих колебаний высокочастотного генератора. Поэтому их называют поднесущими или сигналами поднесущих частот.

Наличие признаков принадлежности позволяет передавать команды по одной линии связи без искажений и взаимного влияния друг на друга. Для этого в КРУ используется один радиопередатчик команд.

Сигналы с выхода кодирующих устройств всех радиоканалов поступают в устройство суммирования.

В качестве суммирующих устройств иногда служат модуляторы высокочастотных генераторов, представляющие собой усилители сигналов.

Сигналы $S(t)$ с выхода модулятора радиопередатчика команд РПК поступают в высокочастотный генератор для модуляции несущих колебаний по одному из их параметров — амплитуде, частоте или фазе. Здесь происходит преобразование сигналов команд поднесущих частот в радиосигналы, их вид определяется характером модуляции высокочастотных колебаний. Если применяется амплитудная модуляция, то радиосигналы могут иметь вид высокочастотных импульсов или непрерывных колебаний, амплитуда которых изменяется по закону изменения суммарного сигнала поднесущих. В случае частотной и фазовой модуляции несущие колебания чаще имеют вид непрерывных колебаний, частота или фаза которых изменяются по закону поднесущих сигналов.

Преобразование сигналов поднесущих в высокочастотные сигналы является третьим этапом преобразования команд в радиосигналы.

Следует отметить, что в некоторых случаях процесс преобразования может состоять из двух этапов. В частности, если команды поступают на вход радиолинии в цифровой форме, производится лишь их кодирование, в результате которого команды получают признаки принадлежности.

Радиосигналы команд управления излучаются в направлении наводимых на цели ракет. Прием радиосигналов производится антенной приемного тракта.

Принятые антенной сигналы поступают в приемник, который является линейным элементом линии. В составе выходных сигналов приемника содержатся сигналы всех команд и помеха. Их структура аналогична структуре сигнала на выходе суммирующего устройства передающего тракта. Дальнейшая задача состоит в разделении суммарного сигнала на сигналы команд и фильтрации помехи. Эту задачу решает декодирующее устройство, представляющее набор селекторов, каждый из которых выделяет из сигнала $S'(t)$ сигнал определенной команды. В качестве отличительного признака служит признак принадлежности команды. Процесс декодирова-

ния можно представить как умножение сигнала $S'(t)$ на некоторый оператор L_i^{-1}, обратный оператору кодирования L_i, на что указывает показатель степени —1.

На выход декодирующего устройства пройдут сигналы тех команд, структура которых соответствует виду операторов преобразования селекторов. Процесс селектирования обеспечивает разделение команд и способствует подавлению мешающих сигналов, структура которых не соответствует структуре командных сигналов. Это позволяет получить высокую помехоустойчивость линии.

Выходные сигналы селекторов проходят в демодуляторы соответствующих радиоканалов, предназначенных для преобразования сигналов команд в напряжения требуемой формы, чаще всего в медленно изменяющиеся напряжения (токи), характеризующие величину и знак команды. Очевидно, что операторы преобразования демодуляторов будут обратны соответствующим операторам передающего тракта. В результате на выходе демодуляторов будет сигнал вида

$$U_{i\,\text{вых}} = l^{-1} S_i(t) = U_{\text{к}i},$$

т. е. он представляет собой напряжение команды $U_{\text{к}i}$, которое имело место на входе преобразователя радиолинии. Степень их сходства определяется линейностью всех преобразователей и помехоустойчивостью линии.

Полученные в демодуляторах напряжения команд далее поступают в исполнительные устройства аппаратуры ракеты.

Устойчивость передачи команд при нахождении ракеты в любой точке зоны поражения комплекса обеспечивается техническими параметрами элементов командной радиолинии телеуправления, и прежде всего мощностью излучаемых сигналов радиопередатчика команд, рабочим диапазоном радиоволн, шириной диаграммы направленности, чувствительностью приемника, шириной полосы пропускания. Для получения требуемой устойчивости эти параметры должны иметь определенные значения.

С учетом максимальной дальности стрельбы $D_{\text{д}}$ и других параметров аппаратуры мощность излучаемых радиопередатчиком сигналов команд должна быть не менее

$$P_{\text{рпк}} \geqslant \frac{(4\pi)^2 P_{\text{пр min}}}{G_{\text{рпк}} G_{\text{пр}} \lambda_{\text{рпк}}^2 \gamma_{\text{п}}} D_{\text{д}}^2, \qquad (9.3)$$

где $P_{\text{пр min}}$ — чувствительность приемника;
$G_{\text{рпк}}$, $G_{\text{пр}}$ — коэффициенты направленного действия антенны РПК и приемника соответственно;
$\lambda_{\text{рпк}}$ — рабочая длина волны линии;
$\gamma_{\text{п}}$ — коэффициент совпадения поляризации.

Устойчивость передачи команд в большой степени зависит от потерь электромагнитной энергии при прохождении радио-

волн через факел двигательной установки ракеты, особенно в диапазоне сантиметровых волн, которые практически непригодны для использования в радиолиниях передачи команд.

Наименьшие поглощения энергии имеют метровые волны, однако их использование связано с применением громоздких антенно-фидерных устройств, поэтому наиболее рациональным является дециметровый диапазон волн.

В процессе полета ракета может иметь некоторый угол крена, в результате чего возможно ослабление принимаемых сигналов вследствие несовпадения поляризации волн. Для исключения этого явления в передающем и приемном трактах целесообразно применять антенны, имеющие круговую поляризацию.

Влияние на устойчивость передачи команд оказывают форма и ширина диаграммы направленности антенн РПК и приемного тракта. Она должна быть симметричной, сигарообразной и не иметь существенных провалов, так как их наличие может привести к значительному ослаблению сигналов команд при некоторых положениях ракет относительно пункта наведения.

Для обоснования требуемой величины ширины диаграммы направленности можно исходить из следующих соображений. Будем полагать, что в процессе наведения ракета находится на направлении максимума диаграммы направленности. Тогда минимально необходимая ширина диаграммы направленности определится величиной углового отклонения ракеты от максимума на этапах старта и управления полетом ЗУР.

Чувствительность приемника бортовой аппаратуры радиолинии при заданных значениях параметров, входящих в формулу прямой связи, определится из выражения

$$P_{\text{пр min}} \leqslant \frac{P_{\text{рпк}} G_{\text{рпк}} G_{\text{пр}} \lambda^2_{\text{рпк}}}{(4\pi)^2 D^2_{\text{д}} \gamma_{\text{п}}}. \qquad (9.4)$$

Ширина полосы пропускания приемника выбирается исходя из спектра $\Delta f_{\text{сп}}$ принимаемых сигналов команд, структуры сигналов и в конечном счете определяется принятым методом преобразования. Кроме того, учитывается разнос поднесущих частот $\Delta f_{\text{р}}$ и нестабильность АЧХ. В общем виде выражение для определения ширины полосы пропускания приемника линии может быть записано так:

$$\Delta f_{\text{пр}} \geqslant \Delta f_{\text{сп}} + \Delta f_{\text{р}} + \Delta f_{\text{ачх}}. \qquad (9.5)$$

Следует заметить, что увеличение ширины полосы пропускания нецелесообразно, так как это снижает чувствительность приемника и ухудшает помехоустойчивость линии.

Важным требованием, предъявляемым к командной радиолинии управления, является характеристика искажений

передаваемых команд. При наличии больших искажений радиолиния как часть системы управления оказывается нелинейным элементом, что приведет к изменению коэффициента усиления системы и увеличению ошибок наведения.

Степень искажений передаваемых команд управления зависит от частоты передачи дискретных значений команд и линейности характеристики преобразователей. Рассмотрим более подробно первый из указанных факторов.

Команда управления, представленная медленно изменяющимся знакопеременным напряжением постоянного тока, имеет спектр, ограниченный несколькими сотнями герц. Для того чтобы передать такую команду переменными дискретными значениями, необходимо принять интервал дискретности не более половины периода наивысшей гармонической составляющей $F_в$ спектра команды, т. е.

$$T_к \leqslant 1/2F_в. \qquad (9.6)$$

Тогда частота передачи команд управления на борт ракеты должна быть определена как

$$F_к \geqslant 1/T_к = 2F_в. \qquad (9.7)$$

Учитывая характер движения ракеты относительно кинематической траектории, можно полагать, что спектр параметра рассогласования и команд управления ограничен частотами в несколько десятков герц.

Однако передача всего спектра команд управления не вызывается необходимостью, так как ракета в силу своей инерционности и ограниченных перегрузок не может его отработать. Принято считать, что полоса пропускания $\Delta F_р$ составляет доли и единицы герц (0,2—0,5 Гц) [21], поэтому нет смысла передавать высокие частоты спектра команд управления, так как они не могут быть отработаны ракетой. Спектр частот передаваемых команд должен быть одного порядка с полосой пропускания. Если учесть, что на борту ракеты воспроизведение передаваемых команд осуществляется с некоторыми искажениями при использовании неоптимальных сглаживающих устройств, то практическая частота передаваемых команд может быть принята равной

$$F_к \geqslant (10\ldots20)\,\Delta F_р. \qquad (9.8)$$

Искажения команд могут быть в приемном тракте линии при несоответствии полосы пропускания требуемым значениям.

Важной характеристикой КРУ является метод преобразования команд, обусловливающий принцип схемного построения линии и ее технические параметры, в том числе и помехоустойчивость, точностные и вероятностные характеристики, простоту приборной реализации.

9.2. Методы преобразования команд

Команды, передаваемые по радиолинии, можно разделить на дискретные и непрерывные. К дискретным относятся разовые команды типа «Включить», «Выключить», к непрерывным — команды управления. Разовые команды чаще используются для управления режимами работы бортовой аппаратуры и выдаются один раз за цикл наведения. Они констатируют факт поступления команды управления, в результате чего происходит заданный в бортовой аппаратуре процесс, поэтому при их передаче важно воспроизвести лишь наличие команды в момент передачи. Ее величина в конечном счете не имеет существенного значения.

Непрерывные команды, предназначенные для управления положением рулей ракеты, как правило, представляются медленно меняющимися напряжениями постоянного тока, являющимися функциями времени с ограниченным спектром. Вместе с тем команды управления могут представлять собой импульсы напряжения определенной длительности. Такие команды могут вызывать отклонение рулей на заданные углы в течение времени, соответствующего величине команды.

Процесс преобразования непрерывной команды в дискретные значения называют квантованием. Квантование может быть по времени и по уровню (амплитуде). Иногда эти методы преобразования называют методами передачи непрерывных и фиксированных команд соответственно.

При квантовании по времени команда управления, представляющая непрерывную функцию времени, имеющую ограниченный спектр, представляется дискретными значениями с интервалами квантования Δt, меньшими половины периода наивысшей частоты спектра, т. е. при выборе периода квантования необходимо учитывать требование теоремы Котельникова В. А.

$$\Delta t = T_{к} \leqslant 1/2F_{в}, \tag{9.9}$$

где $T_{к}$ — период квантования.

Из рис. 9.2 видим, что непрерывное напряжение команды в результате квантования представляется дискретными значениями, соответствующими моментам времени $T_{к}$, $2T_{к}$ и т. д.

Практически за значение $F_{в}$ принимается величина, начиная с которой высшими частотами спектра можно пренебречь. Однако такое пренебрежение вызывает ошибки преобразования, определяемые дисперсией

$$D\left(\delta_{\omega_0}\right) = \frac{1}{12} S_{\omega_0}, \tag{9.10}$$

где S_{ω_0} — относительная площадь отбрасываемого участка энергетического спектра команды.

Вместе с тем в результате квантования по времени имеют место ошибки, обусловленные запаздыванием и восстановлением (интерполяцией).

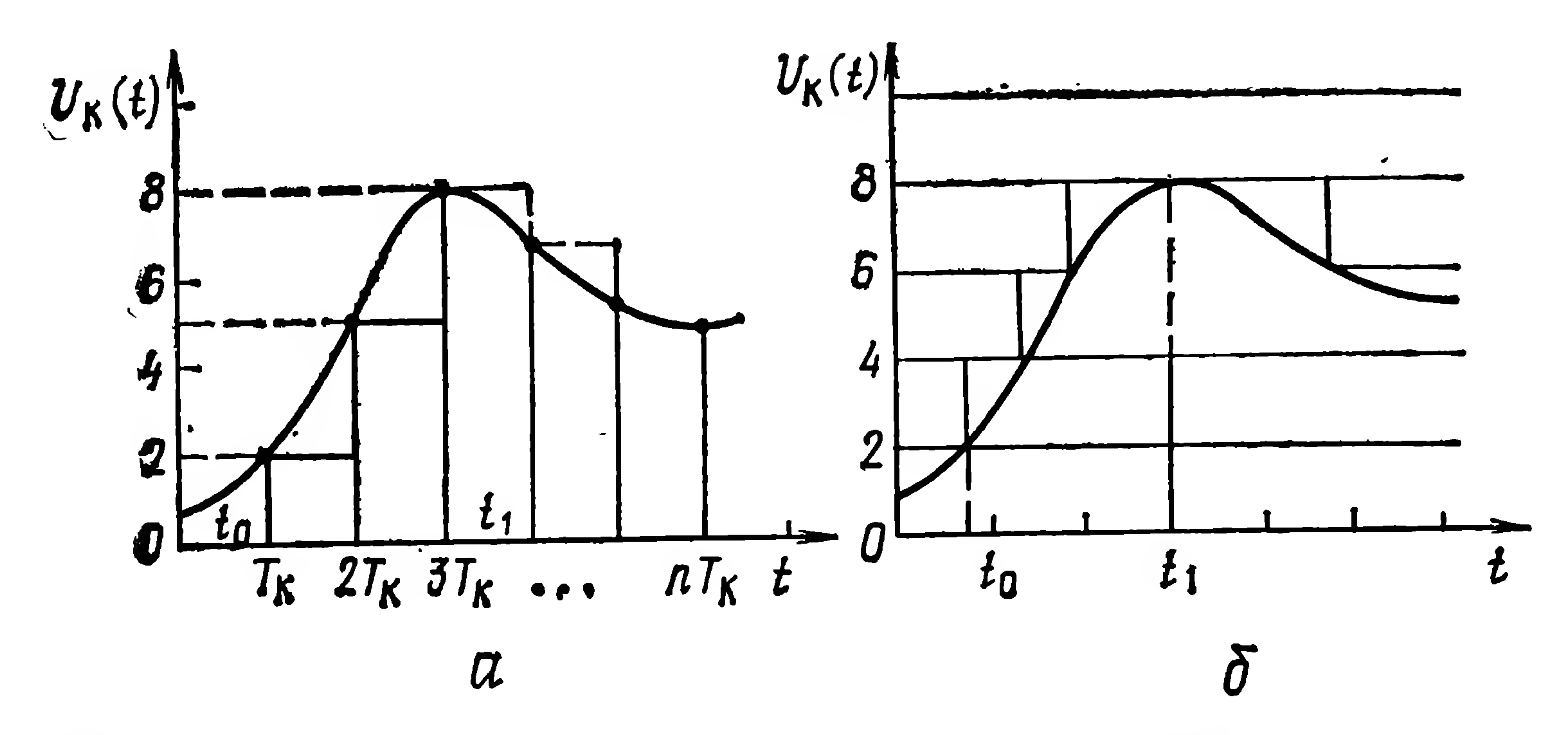


Рис. 9.2. Квантование непрерывной команды по времени (*а*) и уровню (*б*)

Величина ошибки запаздывания определяется конечным временем передачи значений команд и, как следствие, неоптимальной фильтрацией. В общем виде ошибка запаздывания может быть представлена как

$$\delta U_к(t) = U_к(t-\tau) - U_к(t), \qquad (9.11)$$

где τ — суммарное время запаздывания.

При квантовании по уровню непрерывная команда представляется дискретными фиксированными значениями, т. е. текущее значение команды в момент передачи заменяется ближайшим дискретным значением. При таком квантовании в момент передачи не может быть передано любое текущее значение, как это имеет место при квантовании по времени. Так, например, если передача команд производится в момент времени (рис. 9.2, *б*), когда напряжение команд имеет $U_К=7$ В, то передаваемое значение может быть равно 6 или 8 В. Разность соседних фиксированных значений команды называют интервалом квантования $\Delta U_{кв}$.

Как следует из сказанного, квантование по уровню также приводит к появлению ошибок в передаче команд. При равномерном квантовании, когда интервал $\Delta U_{кв}$ имеет постоянное значение, максимальная приведенная ошибка квантования определяется из выражения

$$\delta U_{кв} = \frac{\Delta U_{кв}}{2(U_{к\,max} - U_{к\,min})} = \frac{1}{2(N_{кв}-1)}, \qquad (9.12)$$

где $U_{к\,max}$, $U_{к\,min}$ — максимальное и минимальное значения команды;

$N_{кв}$ — число градаций (уровней) квантования.

Число $N_{кв}$ принимается таким, при котором погрешность квантования была бы в несколько раз меньше допустимой суммарной ошибки передачи команд. Для уменьшения ошибки может применяться неравномерное квантование по уровню, при котором наиболее вероятные значения преобразуемых команд передаются с меньшей ошибкой квантования. В результате дисперсия ошибки квантования оказывается минимальной. Для реализации такого метода напряжение команды подвергается нелинейному преобразованию, после чего производится линейное квантование.

Процесс квантования может быть как самостоятельным, так и сопутствующим преобразованию команд принятым методом, при этом в большинстве известных методов квантование производится по времени через равные интервалы квантования $T_к$, что значительно упрощает приборное решение и обеспечивает достаточную точность преобразования. Квантование по уровню большее применение находит в системах представления команд в цифровом коде.

Преобразование медленно изменяющихся напряжений команд в дискретные значения и представление их в определенный вид сигналов заключаются в модуляции командой непрерывных или импульсных сигналов, называемых поднесущими, и в придании этим сигналам различных качественных признаков, характеризующих принадлежность команды к данному каналу.

В качестве поднесущих могут быть использованы непрерывные синусоидальные колебания или немодулированная последовательность импульсов прямоугольной формы. В процессе преобразования команд поднесущие колебания модулируются по одному или нескольким параметрам в соответствии с законом изменения напряжения команды.

По виду поднесущей методы преобразования делятся на методы с гармоническими и импульсными поднесущими.

Методы преобразования с гармоническими поднесущими характерны тем, что напряжение поднесущих колебаний представляет собой синусоидальное напряжение вида

$$u_0(t) = U_{om} \sin(\Omega t + \varphi), \tag{9.13}$$

где U_{om} — амплитудное значение поднесущих колебаний;
Ω — частота поднесущих колебаний.

Это напряжение, вырабатываемое LC-генератором, в зависимости от принятого метода преобразования может быть промодулировано напряжением команды по амплитуде, частоте или фазе.

В многоканальной командной радиолинии для разделения команд по принадлежности каждая из них должна иметь свое значение поднесущей частоты. Для этого в схеме каждого преобразователя команды устанавливается свой LC-генератор, настроенный на требуемую частоту. Радиолиния

управления, в которой каждая из команд имеет свои поднесущие частоты, называется линией с частотным разделением каналов (рис. 9.3).

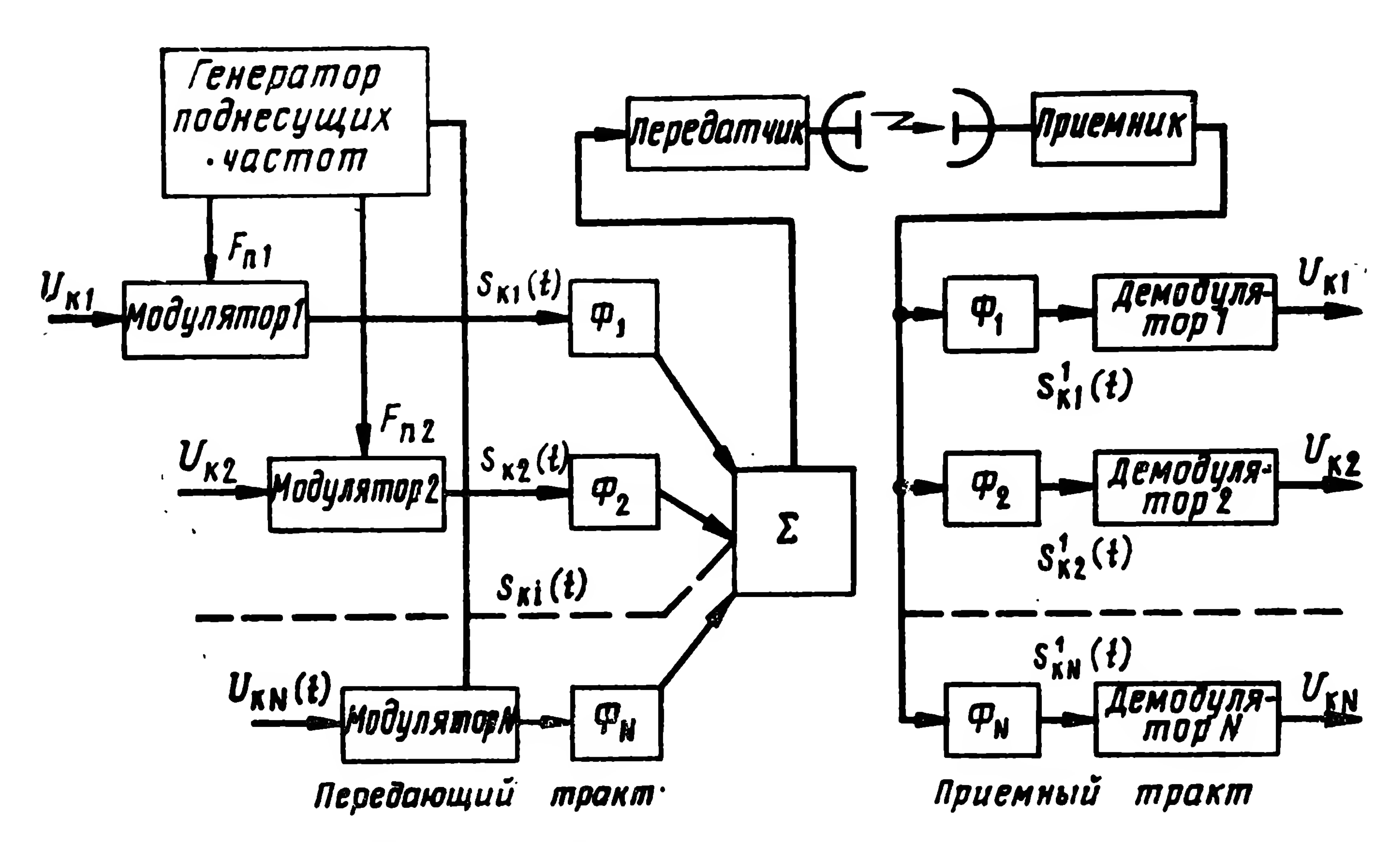


Рис. 9.3. Функциональная схема многоканальной линии с частотным разделением каналов

При амплитудном методе модуляции поднесущей преобразованная команда представляется поднесущими непрерывными колебаниями (рис. 9.4, *в*) вида

$$S_{кi}(t) = U_0[1 + mU_{кi}] \sin(\Omega t - \varphi), \qquad (9.14)$$

где m — коэффициент модуляции;

U_0 — среднее значение амплитуды сигнала, соответствующее $U_к = 0$.

Преобразование команд при данном методе осуществляется амплитудными модуляторами, на вход каждого из которых подаются колебания соответствующей частоты и преобразуемая команда. Для этого могут быть использованы известные схемы амплитудной модуляции колебаний.

В результате преобразования на выходе модулятора имеем сигнал поднесущей, математическое описание которого представлено выражением (9.14).

Для преобразования команд по методу частотной (ЧМ) или фазовой (ФМ) модуляции в схеме устанавливаются частотные или фазовые модуляторы, позволяющие получать соответствующие сигналы (рис. 9.4, *г*, *д*).

При частотной модуляции частота поднесущих колебаний изменяется по закону изменения напряжения команды. В случае линейной ЧМ сигнал преобразованной команды имеет частоту

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \Omega_д U_к(t), \tag{9.15}$$

где Ω_0 — номинальное значение частоты поднесущих колебаний данного канала;

$\Omega_д$ — девиация частоты.

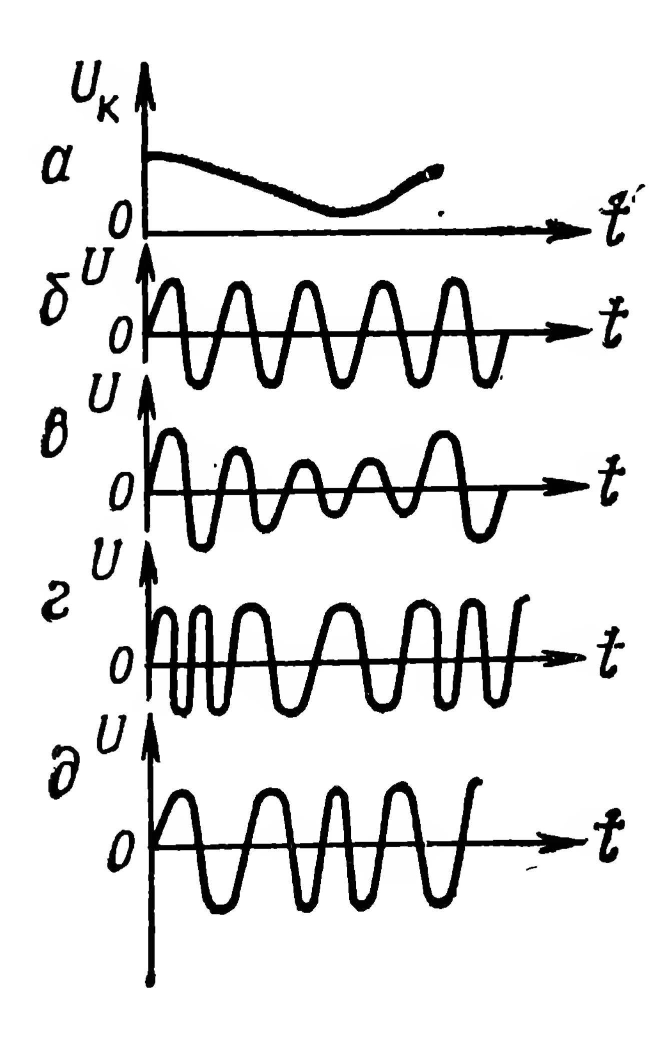


Рис. 9.4. Сигналы команд при методах преобразования с гармоническими поднесущими:

а — напряжение преобразуемой команды; *б* — немодулированные колебания поднесущей частоты; *в* — амплитудно-модулированные колебания (АМ); *г* — частотно-модулированные колебания (ЧМ); *д* — фазомодулированные колебания (ФМ)

Частотно-модулированные колебания представляются колебаниями постоянной амплитуды, частота которых изменяется в пределах $\Omega_0 \pm \Omega_д$ по закону изменения напряжения команды.

В случае фазовой модуляции воздействию напряжения команды подвержена фаза поднесущей частоты, в результате чего ее текущее значение можно представить выражением

$$\varphi(t) = \varphi_0 + \Delta\varphi U_к(t), \tag{9.16}$$

где φ_0 — начальная фаза;

$\Delta\varphi$ — индекс фазовой модуляции.

Фазомодулированный сигнал на выходе модулятора имеет вид

$$S_{кi}(t) = U_m \sin[\Omega t + \Delta\varphi U_к(t) + \varphi_0]. \tag{9.17}$$

При этом текущее значение частоты ФМ сигнала пропорционально скорости изменения напряжения команды $dU_к/dt$.

Методы фазовой модуляции имеют ограниченное применение ввиду сложной приборной реализации, так как требуют передачи на борт ракеты начальной фазы.

Полученные в результате преобразования сигналы представляют собой непрерывные колебания поднесущей частоты, поэтому такие методы иногда называют методами с непрерывными поднесущими.

При наличии нескольких команд сигналы $S_{\kappa i}(t)$ линейно суммируются в суммирующем устройстве и далее поступают в модулятор передатчика. В качестве суммирующих устройств могут применяться пассивные и активные сумматоры. В случае использования параллельного сумматора результирующее напряжение поднесущих частот определяется как

$$U_{\Sigma} \approx \frac{R_0}{R} \sum_{i=1}^{N} U_i(t), \qquad (9.18)$$

где $U_i(t)$ — напряжение преобразованной команды.

При активном сумматоре величина напряжения на его выходе может быть определена из выражения

$$U_{\Sigma} = S_a R_0 \sum_{i=1}^{N} U_i(t), \qquad (9.19)$$

где S_a — крутизна характеристики преобразователя.

Кроме рассмотренных могут применяться сумматоры, выполняемые на операционных УПТ.

После сумматора сигналы поднесущих частот поступают на модулятор передатчика и используются для модуляции высокочастотных несущих колебаний по одному из параметров — амплитуде, частоте или фазе. В результате излучаемые колебания линии будут амплитудно-модулированными, частотно-модулированными или фазомодулированными (АМ, ЧМ, ФМ). В соответствии с этим двойная модуляция — модуляция поднесущей и модуляция несущей — может быть записана, например, как АМ-ЧМ, АМ-АМ, АМ-ФМ или ЧМ-АМ, ЧМ-ЧМ, ФМ АМ и т. д.

Передаваемые сигналы команд улавливаются антенной приемного тракта бортовой аппаратуры и после усиления и преобразования (в приемнике) в суммарный сигнал поднесущих частот поступают в схему разделения, выполняемую на фильтрах $\Phi_1, \ldots, \Phi_N$. Каждый из них настроен на поднесущую частоту данного канала и имеет полосу пропускания, равную спектру преобразованной команды. В результате через фильтр проходят колебания только той поднесущей, которая соответствует данному каналу. Тем самым обеспечивается разделение сигналов команд по их каналам.

В дальнейшем сигналы поднесущих подаются в схемы демодуляторов, предназначенных для преобразования поднесущих промодулированных ранее колебаний в напряжения команд. В качестве демодуляторов используют амплитудные, частотные или фазовые детекторы.

При частотной модуляции частота поднесущих колебаний изменяется по закону изменения напряжения команды. В случае линейной ЧМ сигнал преобразованной команды имеет частоту

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \Omega_д U_к(t), \qquad (9.15)$$

где Ω_0 — номинальное значение частоты поднесущих колебаний данного канала;

$\Omega_д$ — девиация частоты.

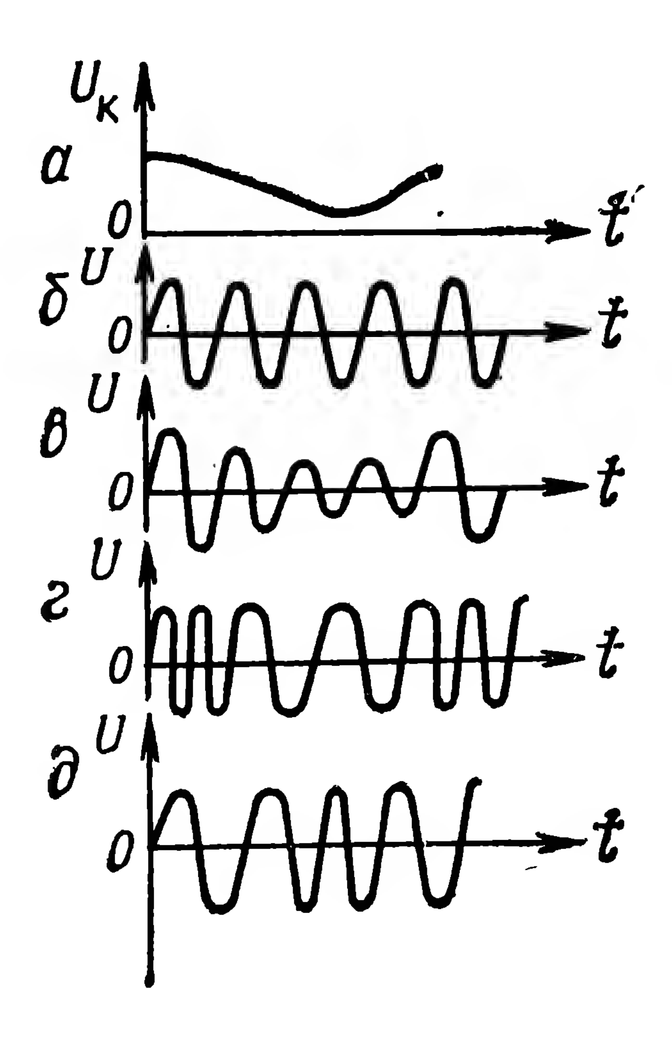


Рис. 9.4. Сигналы команд при методах преобразования с гармоническими поднесущими:

а — напряжение преобразуемой команды; *б* — немодулированные колебания поднесущей частоты; *в* — амплитудно-модулированные колебания (АМ); *г* — частотно-модулированные колебания (ЧМ); *д* — фазомодулированные колебания (ФМ)

Частотно-модулированные колебания представляются колебаниями постоянной амплитуды, частота которых изменяется в пределах $\Omega_0 \pm \Omega_д$ по закону изменения напряжения команды.

В случае фазовой модуляции воздействию напряжения команды подвержена фаза поднесущей частоты, в результате чего ее текущее значение можно представить выражением

$$\varphi(t) = \varphi_0 + \Delta\varphi U_к(t), \qquad (9.16)$$

где φ_0 — начальная фаза;

$\Delta\varphi$ — индекс фазовой модуляции.

Фазомодулированный сигнал на выходе модулятора имеет вид

$$S_{кi}(t) = U_m \sin[\Omega t + \Delta\varphi U_к(t) + \varphi_0]. \qquad (9.17)$$

При этом текущее значение частоты ФМ сигнала пропорционально скорости изменения напряжения команды $dU_к/dt$.

Методы фазовой модуляции имеют ограниченное применение ввиду сложной приборной реализации, так как требуют передачи на борт ракеты начальной фазы.

Полученные в результате преобразования сигналы представляют собой непрерывные колебания поднесущей частоты, поэтому такие методы иногда называют методами с непрерывными поднесущими.

При наличии нескольких команд сигналы $S_{\text{к}i}(t)$ линейно суммируются в суммирующем устройстве и далее поступают в модулятор передатчика. В качестве суммирующих устройств могут применяться пассивные и активные сумматоры. В случае использования параллельного сумматора результирующее напряжение поднесущих частот определяется как

$$U_{\Sigma} \approx \frac{R_0}{R} \sum_{i=1}^{N} U_i(t), \tag{9.18}$$

где $U_i(t)$ — напряжение преобразованной команды.

При активном сумматоре величина напряжения на его выходе может быть определена из выражения

$$U_{\Sigma} = S_a R_0 \sum_{i=1}^{N} U_i(t), \tag{9.19}$$

где S_a — крутизна характеристики преобразователя.

Кроме рассмотренных могут применяться сумматоры, выполняемые на операционных УПТ.

После сумматора сигналы поднесущих частот поступают на модулятор передатчика и используются для модуляции высокочастотных несущих колебаний по одному из параметров — амплитуде, частоте или фазе. В результате излучаемые колебания линии будут амплитудно-модулированными, частотно-модулированными или фазомодулированными (АМ, ЧМ, ФМ). В соответствии с этим двойная модуляция — модуляция поднесущей и модуляция несущей — может быть записана, например, как АМ-ЧМ, АМ-АМ, АМ-ФМ или ЧМ-АМ, ЧМ-ЧМ, ФМ АМ и т. д.

Передаваемые сигналы команд улавливаются антенной приемного тракта бортовой аппаратуры и после усиления и преобразования (в приемнике) в суммарный сигнал поднесущих частот поступают в схему разделения, выполняемую на фильтрах $\Phi_1, \ldots, \Phi_N$. Каждый из них настроен на поднесущую частоту данного канала и имеет полосу пропускания, равную спектру преобразованной команды. В результате через фильтр проходят колебания только той поднесущей, которая соответствует данному каналу. Тем самым обеспечивается разделение сигналов команд по их каналам.

В дальнейшем сигналы поднесущих подаются в схемы демодуляторов, предназначенных для преобразования поднесущих промодулированных ранее колебаний в напряжения команд. В качестве демодуляторов используют амплитудные, частотные или фазовые детекторы.

В многоканальных КРУ с частотным разделением каналов имеют место искажения, обусловленные рядом причин. К их числу относят перекрестные искажения, помехи по соседнему каналу, искажения при суммировании.

Перекрестные искажения возникают из-за нелинейности в приемнике (демодуляторе поднесущей). При наличии нелинейности имеют место комбинационные частоты, число которых определяется числом поднесущих и может достигать значительной величины. Биения комбинационных частот создают искажения спектра сигналов команд, что в конечном счете приводит к искажению команд управления. При большом числе поднесущих такие искажения носят характер, близкий к случайному.

В системах телеуправления и телеконтроля мирного времени определены значения поднесущих частот и их девиация, при которых перекрестные искажения не выходят за допустимые величины.

Помехи по соседнему каналу являются следствием ограниченной избирательности фильтрации сигналов команд в аппаратуре передающего и приемного трактов, в основном такие искажения возникают как результат прохождения составляющих спектра сигналов соседних каналов. Чем шире полоса пропускания фильтров, тем больше помехи одного канала другому. Их устранение может быть достигнуто уменьшением ширины спектра или большим разносом поднесущих частот. Однако последнее не является желательным с точки зрения расширения полосы пропускания системы в целом.

Помехи, возникающие вследствие сложения сигналов каналов, обусловлены нелинейностью характеристики сумматора или модулятора передатчика. Если суммарный сигнал выходит за ее линейные пределы, появляются искажения, так как нарушается линейность суммирования. Для исключения этого факта необходимо удовлетворить условию

$$U_{\text{к}i} \leqslant \frac{U_{0\Sigma}}{N_{\text{к}}}, \qquad (9.20)$$

где $U_{\text{к}i}$ — напряжение сигнала i-й команды;

$U_{0\Sigma}$ — линейный участок амплитудной характеристики сумматора;

$N_{\text{к}}$ — число каналов.

Если учесть, что поднесущие колебания имеют разные фазы, то суммарный сигнал будет иметь значительные колебания амплитуды. Для получения минимальных искажений данного типа необходимо иметь $U_{0\Sigma} > N_{\text{к}} U_{\text{к}i}$.

Краткий анализ свойств КРУ с частотным разделением каналов может показать, что применение амплитудной мо-

дуляции в ряде случаев нежелательно с точки зрения помехоустойчивости. Поэтому линии с АМ-АМ, АМ-ЧМ и т. п. находят ограниченное применение. Искажение команд в линиях подобного типа может происходить как результат потери энергии передаваемых сигналов на пути распространения волн и в элементах антенно-фидерного тракта. Кроме того, их величина будет зависеть от стабильности источников питания аппаратуры.

Методы преобразования с импульсными поднесущими основаны на модуляции параметров последовательности импульсов напряжением преобразуемых команд. При этом в качестве таких параметров могут быть амплитуда импульсов, ширина, длительность импульсов, временно́е положение, частота следования. В соответствии с видом модуляции эти методы получили названия: метод амплитудно-импульсной модуляции — АИМ, метод широтно-импульсной модуляции — ШИМ, метод времяимпульсной модуляции — ВИМ, метод частотной импульсной модуляции — ЧИМ. К числу рассматриваемых относят метод кодово-импульсной модуляции — КИМ.

При всех перечисленных методах для передачи сигналов по радиолинии производится модуляция несущих колебаний. При этом может быть модуляция амплитуды, частоты или фазы высокочастотного генератора. Тогда методы могут получить названия АИМ-АМ, АИМ-ЧМ, АИМ-ФМ, ШИМ-АМ, ШИМ-ЧМ и т. д.

Для общей характеристики методов с импульсными поднесущими воспользуемся функциональной схемой многоканальной КРУ, изображенной на рис. 9.5. Сущность преобразования команд при этих методах сводится к следующему.

Генератор канальных импульсов вырабатывает импульсы определенной частоты следования и длительности, при этом период следования, как правило, значительно больше длительности импульса, т. е. $T_п \gg \tau_u$.

Немодулированная последовательность импульсов поступает в модуляторы каналов, на вход каждого из которых подается напряжение преобразуемой команды данного канала.

Под воздействием напряжения соответствующей команды осуществляется модуляция определенного параметра импульсной последовательности, в результате чего на выходе модуляторов имеет место сигнал

$$S_{кi}(t) = AU_{кi}(t),$$

где A — модулируемый параметр импульсной последовательности.

Полученные после преобразования сигналы команд поступают на сумматор, куда вместе с этим подаются синхронизирующие импульсы, вырабатываемые устройством формирования синхронизирующих импульсов (УФСИ). Наличие им-

пульсов синхронизации позволяет разделить промодулированные последовательности канальных импульсов в аппаратуре приемного тракта и выделить передаваемые значения команд.

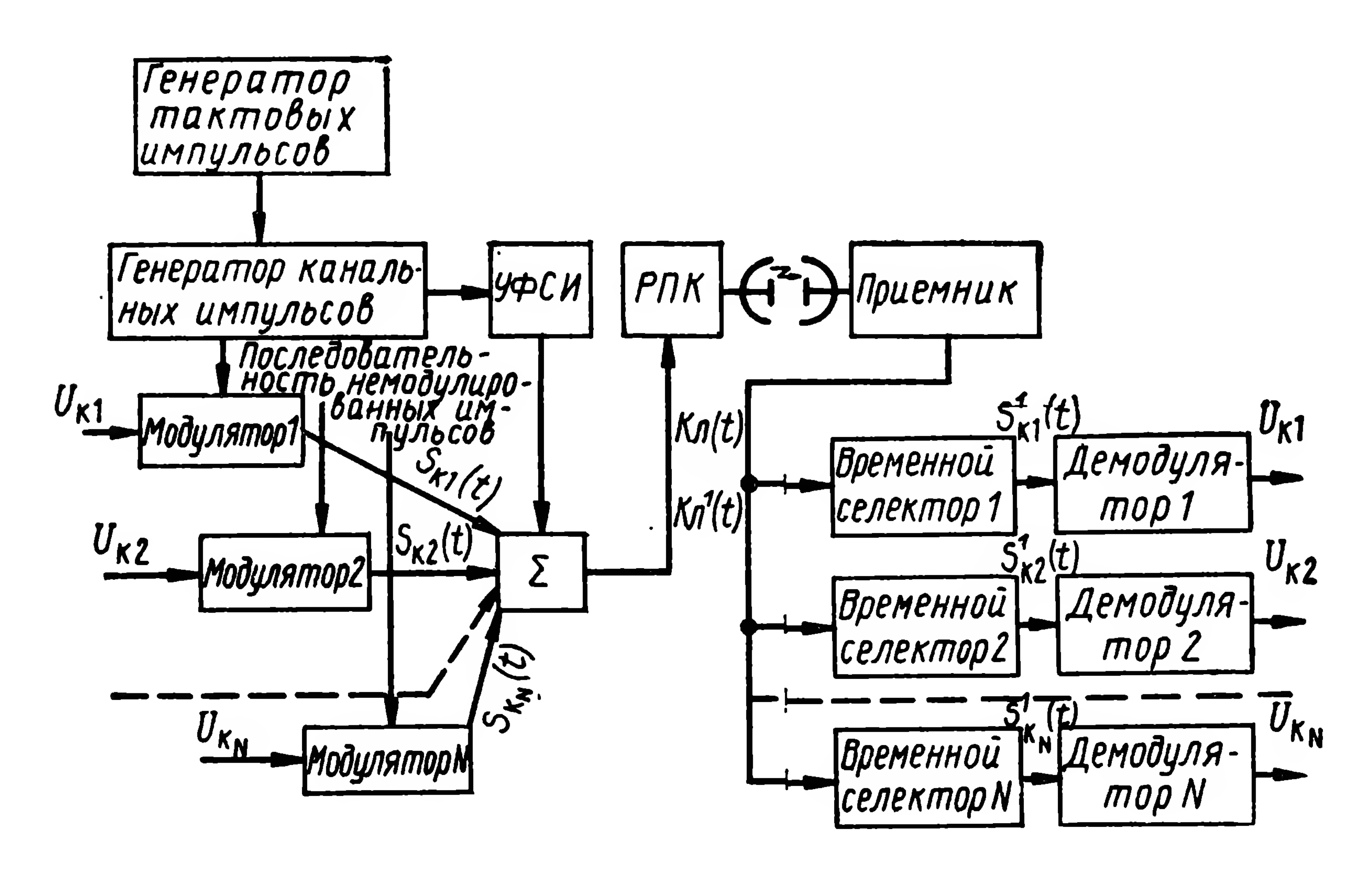


Рис. 9.5. Типовая функциональная схема КРУ с импульсной модуляцией поднесущей

Преобразованные в радиосигналы команды управления передаются на борт наводимых на цели ракет, где производится их усиление и преобразование. На выходе приемного устройства имеет место сумма канальных видеоимпульсов определенной временно́й последовательности. Для разделения этой последовательности по соответствующим каналам используются временны́е селекторы, при этом признаками принадлежности канальных импульсов к данному каналу могут быть параметры синхронизирующих импульсов или другие признаки.

После прохождения селекторов канальные последовательности импульсов подаются на демодуляторы, где производится их преобразование в напряжения $U_к(t)$, имеющие вид, аналогичный напряжениям команд на входе КРУ. В дальнейшем команды управления поступают к исполнительным органам управления полетом ракет.

Остановимся на характеристиках указанных выше методов преобразования.

Амплитудно-импульсная модуляция поднесущей представляется последовательностью импульсов с периодом повторения $T_к$, промодулированных по амплитуде (рис. 9.6, *в*). При данном методе амплитуда импульсов изменяется по закону

$$S_{кi}(t) = U_{вых}(t) = U_m[1 + mU_к(jT_к)]\,\psi(t - jT_к), \quad (9.21)$$

где U_m — средняя амплитуда импульсов при $U_к(t)=0$;
$T_к$ — период следования импульсов;
m — индекс модуляции;
$\psi(t)$ — функция, описывающая импульс.

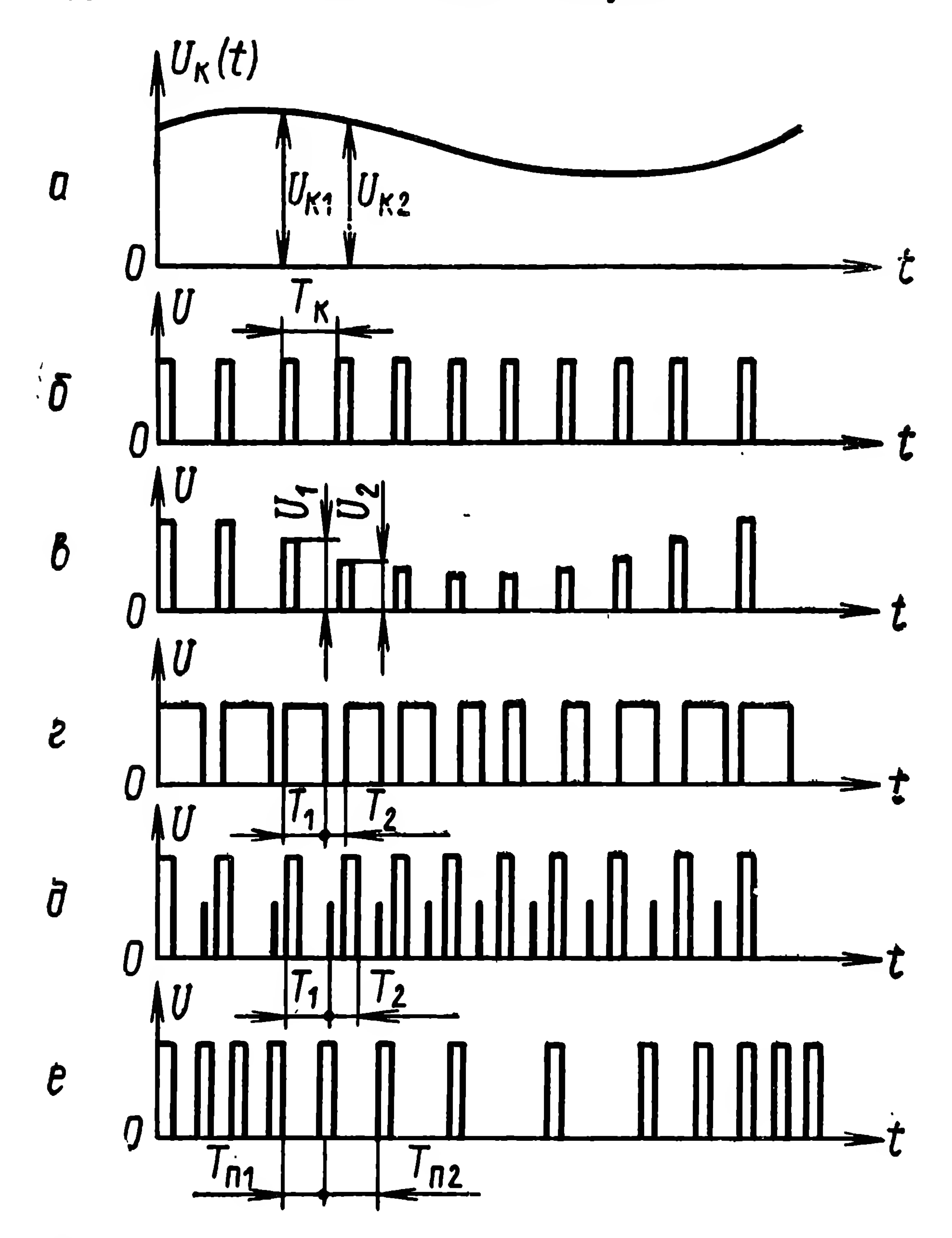


Рис. 9.6. Сигналы команд при методах преобразования с импульсными поднесущими:

а — напряжение команды; *б* — немодулированная последовательность импульсов; *в* — амплитудно-импульсная модуляция (АИМ); *г* — широтно-импульсная модуляция (ШИМ); *д* — времяимпульсная модуляция (ВИМ); частотно-импульсная модуляция (ЧИМ)

Различают два метода амплитудно-импульсной модуляции: АИМ-I и АИМ-II. При методе АИМ-I амплитуда импульса в течение его длительности изменяется в соответствии с изменением напряжения команды, т. е. вершина импульса также подвержена модуляции. При методе АИМ-II амплитуда импульса за время его длительности постоянна и равна величине напряжения, соответствующего началу импульса.

Для преобразования команд по методу АИМ используются амплитудные модуляторы, на вход которых подаются немодулированная последовательность импульсов (рис. 9.6, *б*)

После дифференцирования перепадов анодного напряжения (рис. 9.7, *в*) могут быть получены импульсы малой длительности.

Импульсы, соответствующие началу опорного пилообразного напряжения, называют опорными или тактовыми (импульсы $T_{оп}$), а импульсы, соответствующие моментам равенства напряжений $U_{оп}$ и $U_к$, — командными.

Временно́е положение командного импульса $k_у$ по отношению к тактовым определяется величиной и знаком (полярностью) напряжения команды (рис. 9.7, *г*):

$$k_у = \frac{U_к}{U_m} = \frac{T_1 - T_2}{T_{оп}}. \quad (9.22)$$

Таким образом, преобразованное значение команды равно разности временны́х интервалов T_1, T_2, отнесенных к периоду опорного пилообразного напряжения $T_{оп}$.

При изменении напряжения команды в пределах $\pm U_к < U_m$ командный импульс будет перемещаться в тактовом интервале. В случае если $U_к = 0$, то $T_1 = T_2$, т. е. командный импульс будет занимать среднее положение в тактовом интервале.

Высокочастотные импульсы команд принимаются бортовой аппаратурой приемного тракта. На первом этапе производится их усиление и преобразование в видеоимпульсы, для чего используются известные схемы. В дальнейшем видеоимпульсы такта и команд поступают на временны́е селекторы, осуществляющие селекцию команд по признакам принадлежности.

После прохождения селекторов командные импульсы поступают в схемы демодуляторов, куда подаются и импульсы такта. В качестве демодуляторов при методе ВИМ могут быть использованы триггеры, управляемые тактовыми и командными импульсами. С поступлением тактового импульса триггер переводится из одного устойчивого состояния в другое, тогда как командный импульс возвращает его в первоначальное состояние устойчивого равновесия. В итоге с анодной нагрузки триггера будут сняты импульсы прямоугольной формы, которые подаются в *RC*-фильтр, где выделяется их постоянная составляющая, воспроизводящая медленно изменяющееся напряжение команды.

Частотно-импульсная модуляция (ЧИМ) характерна тем, что медленно изменяющееся напряжение команды преобразуется в импульсы напряжения, частота следования которых определяется величиной команды, т. е. при методе ЧИМ период повторения импульсов не остается постоянным, а изменяется по закону

$$T_п = T_{п_0} (1 + \Delta T_п U_к), \quad (9.23)$$

где $T_{по}$ — период повторения импульсов;

$\Delta T_п$ — девиация периода повторения.

Возможный вариант приборной реализации данного метода может быть представлен последовательностью мультивибраторов M_1, M_2, M_3 и т. д. (рис. 9.8). Первый из них запускается импульсом такта, каждый последующий — задним

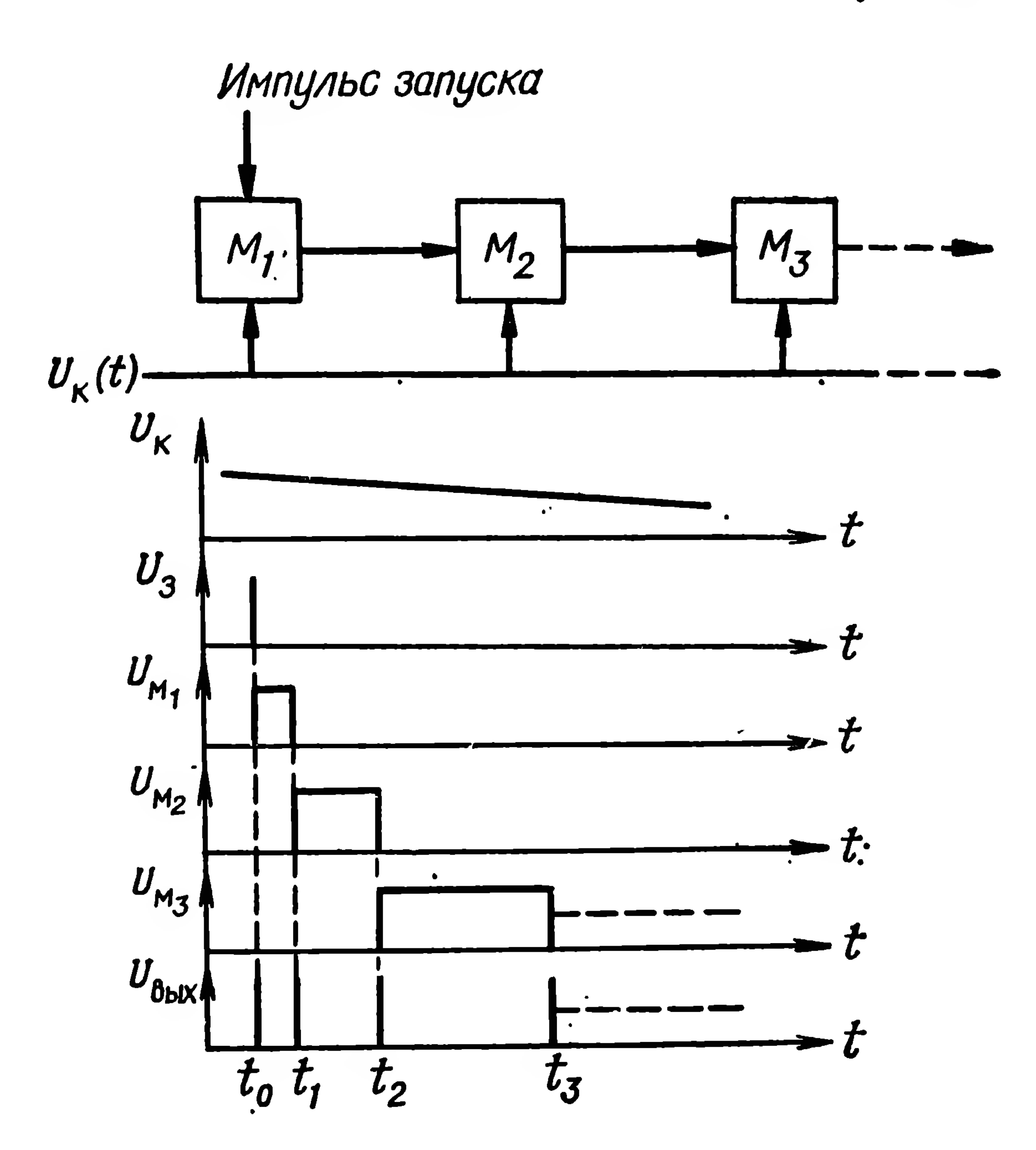


Рис. 9.8. Схема преобразования команд при методе ЧИМ и диаграммы напряжений (вариант)

фронтом импульса предыдущего мультивибратора. На одну из баз транзисторов мультивибраторов подается напряжение команды.

В исходном состоянии все мультивибраторы находятся в состоянии устойчивого равновесия. С поступлением импульса запуска мультивибратор M_1 формирует импульс прямоугольной формы, длительность которого пропорциональна напряжению команды в момент его окончания.

Мультивибратор M_2 запускается импульсом, соответствующим моменту окончания импульса первого мультивибратора. Такой импульс может быть получен путем дифференцирования импульса мультивибратора M_1. Длительность импульса мультивибратора M_2 соответствует величине напряжения команды в момент времени t_2.

В момент окончания импульса мультивибратора M_2 запускается мультивибратор M_3, формирующий импульс, дли-

тельность которого определяется напряжением команды в момент времени t_3, и т. д.

После дифференцирования и некоторых преобразований могут быть получены импульсы промодулированной последовательности, представляющие собой выходные сигналы преобразователя $U_{вых}$.

Кодово-импульсная модуляция (КИМ) поднесущей осуществляется путем преобразования напряжения команд в числа принятой системы счисления, чаще всего двоичной. При КИМ передаваемый сигнал квантуется по уровню или по времени (рис. 9.2). Квантованные значения команды представляются в виде последовательности чисел, например, в интервале (t_0—t_1). Передаваемый сигнал квантуется по времени (рис. 9.2, *а*). Квантованные значения команды в моменты времени $T_к$, $2T_к$, $3T_к$ можно получить в виде последовательности чисел 2, 5, 8, ..., которые в двоичной системе могут быть соответственно представлены как 0010, 0101, 1000. Если величина команды кодируется двоичным кодом, модулируемый параметр несущей частоты может принять лишь два различных значения, одно из которых соответствует передаче нуля, другое — единицы.

Рассматриваемый случай модуляции называется манипуляцией. При кодировании команды могут применяться различные виды манипуляций: амплитудная, частотная, фазовая, — сущность которых для случая передачи команды 0010, 0101 показана на рис. 9.9 [6,23].

Предварительно напряжение, несущее информацию о величине команды управления, преобразуется преобразователем «Аналог — цифра» в кодовые комбинации посылок напряжения постоянного тока одного (рис. 9.9, *а*) или двух направлений (рис. 9.9, *б*).

При амплитудной манипуляции несущей частоты передатчик КРУ в течение времени t_0 передает единицу, а при передаче нуля радиопередатчик не генерирует колебаний (рис. 9.9, *в*).

В цифровых КРУ могут находить применение сигналы КИМ-ЧМн-АМ (рис. 9.9, *г*). В такой радиолинии единице и нулю бинарного кода команды соответствуют поднесущие колебания с разными частотами f_1 и f_2, которыми в дальнейшем модулируется несущая частота РПК.

При другом варианте построения радиолинии КИМ-ЧМн-АМ при передаче символов «1» каждой из n позиций командного слова соответствуют свои поднесущие колебания f_1, f_2, ..., f_i, f_n (i — номер позиции n-разрядного кода). При передаче символа «0» в составе командного слова поднесущие колебания отсутствуют. Функциональная схема приемного тракта рассматриваемого варианта радиолинии КИМ-ЧМн-АМ показана на рис. 9.10.

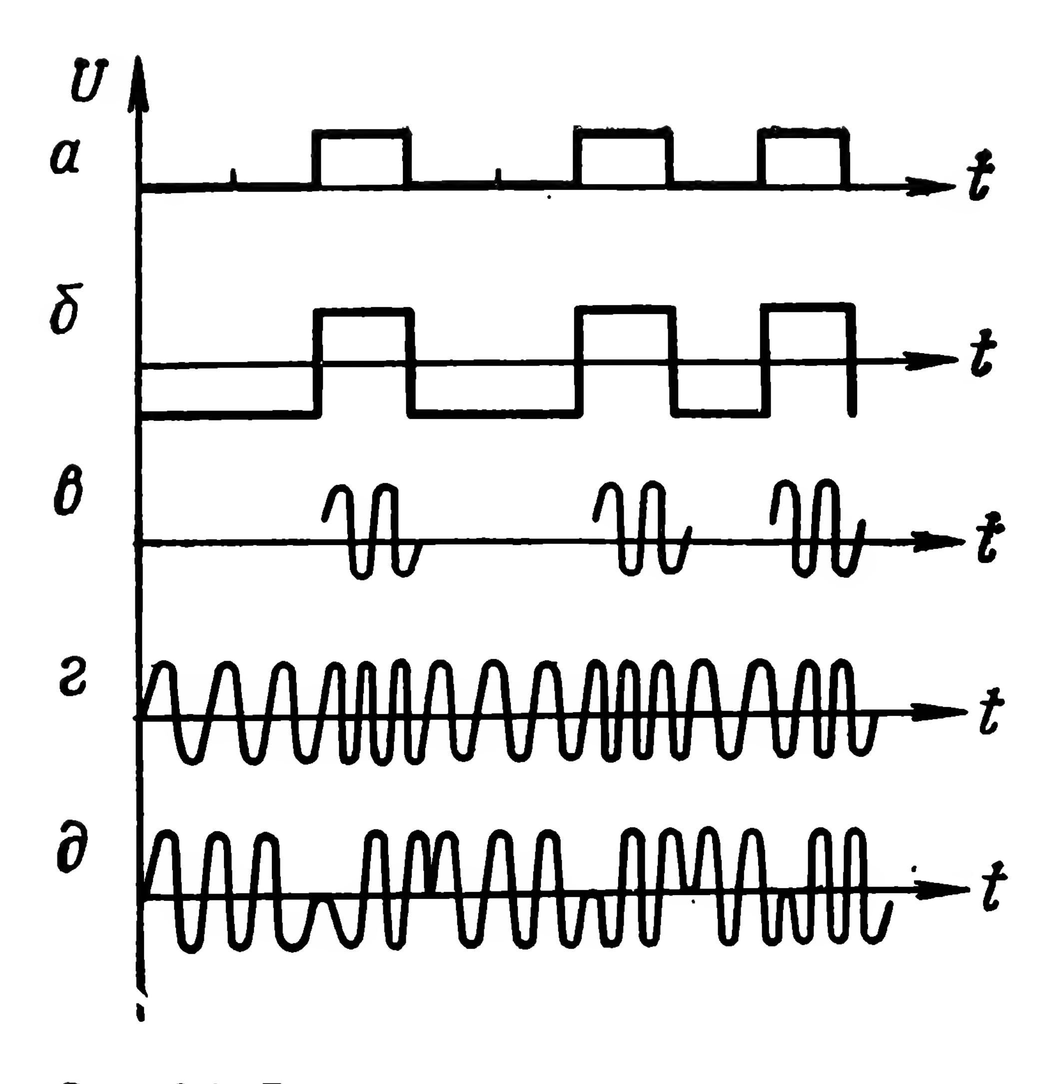


Рис. 9.9. Виды манипуляции при передаче команд управления в цифровом двоичном коде:

а — амплитудная манипуляция постоянного тока одного направления; *б* — амплитудная манипуляция постоянного тока двух направлений; *в* — амплитудная манипуляция поднесущей частоты; *г* — частотная модуляция поднесущей частоты; *д* — фазовая манипуляция поднесущей частоты

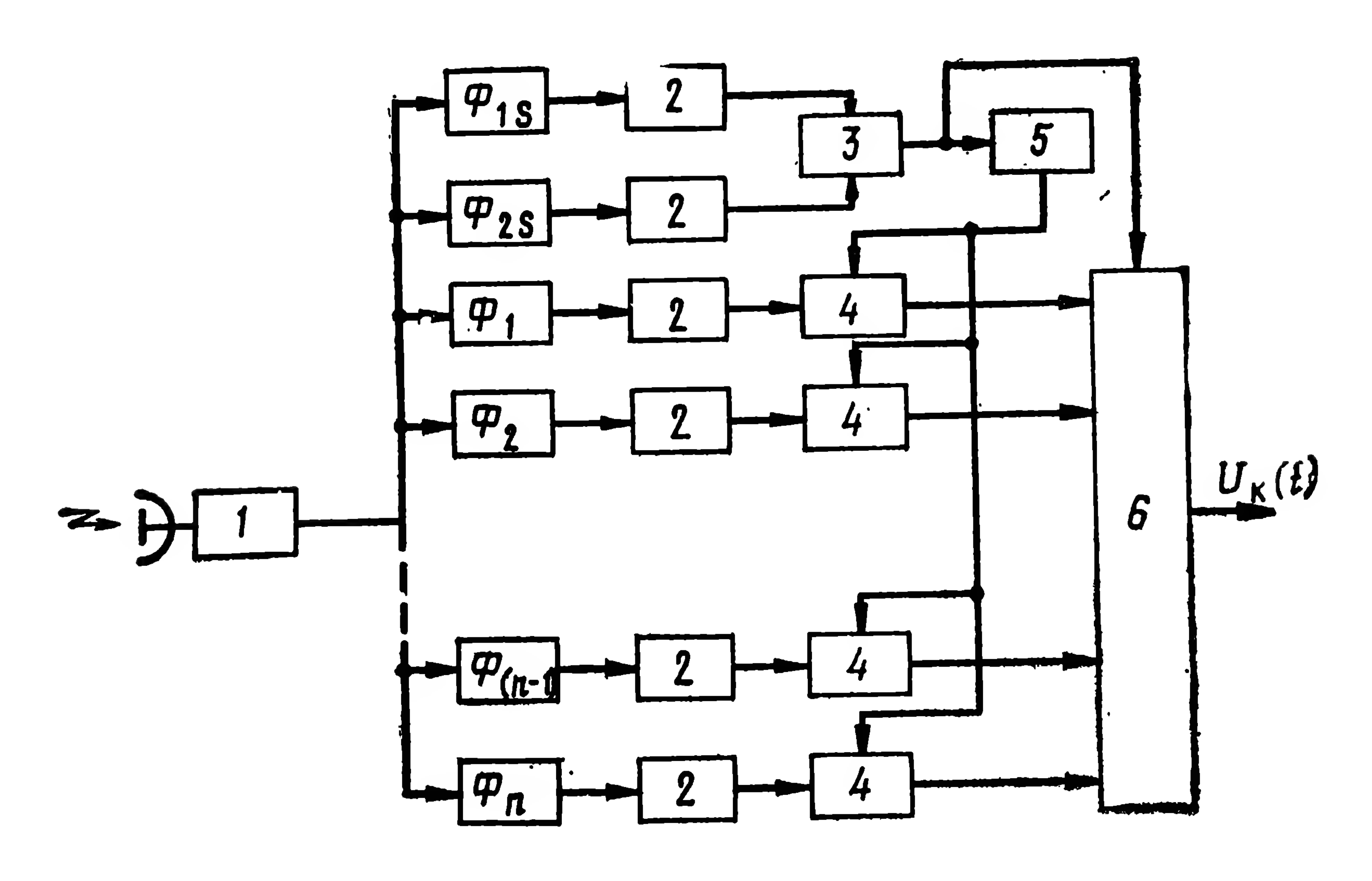


Рис. 9.10. Функциональная схема приемного тракта радиоканала КИМ-ЧМн-АМ:

1 — приемник; *2* — детектор; *3* — декодирующее устройство синхросигнала; *4* — схема стробирования; *5* — формирующий каскад; *6* — преобразователь «Цифра — аналог»

В приемнике *1* осуществляется селекция и усиление принимаемого сигнала. С выхода приемника сигналы команды подаются на *n* полосовых фильтров ($Ф_1$, $Ф_2$, ..., $Ф_n$), на выход каждого из которых подключается амплитудный детектор *2*. На входе амплитудных детекторов восстанавливаются импульсы поднесущих колебаний соответствующих пози-

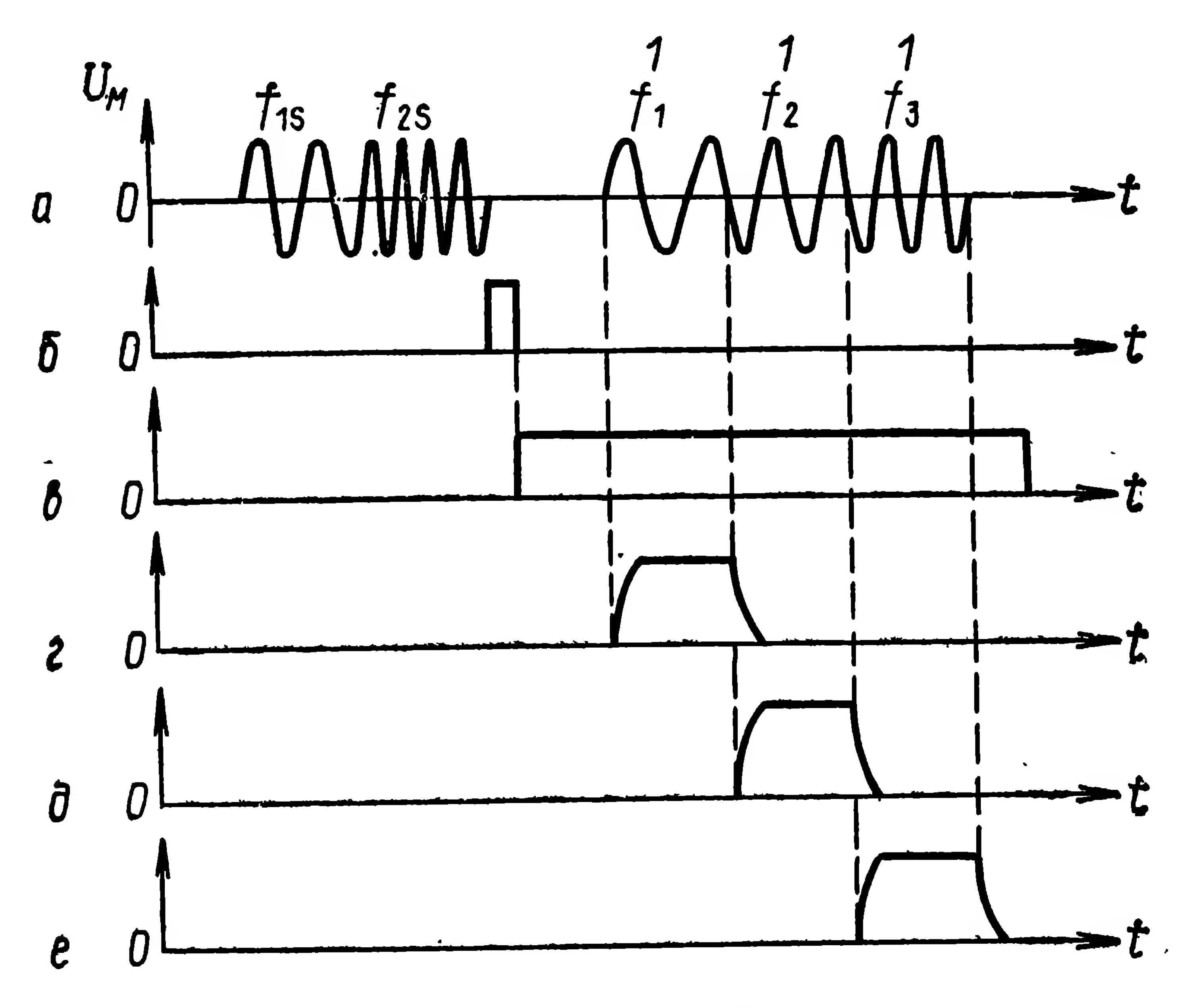


Рис. 9.11. Демодуляция команды управления в приемном тракте радиоканала КИМ-ЧМн-АМ

ций кода (рис. 9.11, *а*). В начале этой посылки передается синхронизирующий сигнал на поднесущих частотах f_{1s}, f_{2s}, обеспечивающий стробирование командного слова и в то же время выполняющий роль адреса команды. Поднесущие частоты f_{1s} и f_{2s} выделяются разделительными фильтрами $Ф_{1s}$, $Ф_{2s}$ и после детектирования подаются на декодирующее устройство синхронизирующего сигнала *3*. Сигнал с выхода *3* (рис. 9.11, *б*) запускает формирующий каскад *5* (рис. 9.10), который вырабатывает импульсы стробирования командного слова (рис. 9.11, *в*). На выходе схемы стробирования *4* (рис. 9.10) формируется сигнал (рис. 9.11, *г*, *д*, *е*) при наличии единицы в данной позиции передаваемого значения команды управления и стробирующего импульса, подаваемого на все схемы *4* одновременно.

С выхода приемного тракта сигнал команды управления, выраженный в двоичном коде, подается на преобразователь

«Цифра — аналог» *6*, где происходит преобразование цифрового кода команды в напряжение (рис. 9.10).

Реализация фазовой манипуляции КИМ-ФМн предполагает изменение фазы поднесущих колебаний модулирующего сигнала при передаче каждой единицы (рис. 9.9, *д*). Далее несущие колебания радиопередатчика команд модулируются по фазе сигналом $U_м(t)$.

В цифровых КРУ для улучшения энергетического режима желательно применять последовательную передачу позиций командного слова.

Для обеспечения на борту ракеты селекции команды управления предусматривается адресация передаваемых команд, т. е. каждой передаваемой команде присваивается адрес в двоичной системе счисления, согласованный с настройкой дешифратора приемника ракеты, который обеспечивает дешифрацию переданной команды только в том случае, если адрес команды соответствует ее предназначению. Адрес команды передается на борт ЗУР перед передачей информации о величине команды.

Возможный вариант формирования адреса команды был рассмотрен ранее.

Для определения знака команды управления в кодовой последовательности после адреса команды следует признак знака команды, имеющий определенные отличительные признаки, характеризующие положительное или отрицательное значение принимаемой команды. Например, таким признаком может быть различие в частотах или длительностях импульсов поднесущих колебаний, модулирующих несущую частоту радиопередатчика команд при передаче знакового импульса команды управления.

Таким образом, каждая кодовая последовательность команды управления, передаваемая в двоичном коде, должна содержать адресную часть, знаковую и несущую информацию о величине передаваемой команды.

В процессе передачи команд в цифровом коде искажение хотя бы одного символа может привести к значительным ошибкам. В этой связи для повышения достоверности воспроизведения передаваемых команд и своевременного обнаружения искажений в передаваемой информации могут применяться корректирующие коды [6, 23].

При передаче и приеме команд с наибольшей вероятностью могут возникать одиночные ошибки, для обнаружения которых можно, например, формировать коды, в которых должно быть либо четное, либо нечетное число символов «1». Применительно к рассматриваемому случаю команда передается комбинациями четырехразрядного кода 0010, 0101, 0100. Если к каждой комбинации приписать еще один знак «1» или «0», чтобы число единиц в образованной кодовой

комбинации было четным, тогда получим новые, пятиэлементные кодовые комбинации 00101, 01010, 01001.

Данный код позволяет обнаружить по нечетному числу единиц в принимаемом сигнале ошибочно принятую команду (искажение величины команды управления). В дальнейшем на борту ракеты исключаются из отработки искаженные значения команды управления, т. е. значения команды, кодовые комбинации которых содержат нечетное число единиц.

10. АНАЛОГО-ЦИФРОВЫЕ И ЦИФРОАНАЛОГОВЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ

10.1. Аналого-цифровые преобразователи

Аналого-цифровые преобразователи (АЦП) представляют собой устройство для автоматического преобразования непрерывно изменяющихся аналоговых величин во времени (угла поворота, дальности объекта, его угловых координат, скорости и т. д.) $y(ti)$ в эквивалентные значения числовых кодов (цифр).

Связь между аналоговой и цифровой величинами может быть выражена в виде

$$z_{ti} = \mathrm{ent}\,[y\,(ti)/\Delta y], \qquad (10.1)$$

где Δy — шаг квантования (аналоговый эквивалент единицы младшего разряда кода);
ent [ ] — целая часть отношения.

По принципам построения преобразователи бывают механические, электромеханические и электрические [28].

Преобразователь сигнала дальности (временно́го интервала) в числовой код. Преобразование дальности (временно́го интервала) в числовой код осуществляется в результате счета импульсов, поступающих в измеряемом интервале дальности (времени) от высокостабильного генератора.

На рис. 10.1 показан возможный вариант рассматриваемого преобразователя.

На один вход вентиля совпадения *1* подаются стандартные импульсы с частотой повторения $F_э$, вырабатываемые высокостабильным генератором импульса счета *2* (рис. 10.2, *б*), на другой вход вентиля с генератора рабочего импульса *4* поступает прямоугольный импульс (рис. 10.2, *в*), длительность которого пропорциональна диапазону измеряемых дальностей, а передний фронт совпадает с зондирующим импульсом передатчика r_0 (импульсом синхронизации).

На выходе вентиля совпадения формируются импульсы при одновременной подаче на его входы стандартных и рабочего импульсов. Регистр дальности *3* осуществляет счет

выходных импульсов вентиля (рис. 10.2, *г*). Регистр дальности состоит из триггеров, каждый из которых является счетчиком разряда двоичного числа. Каждый импульс с выхода *1* производит запуск триггера 2^0 (рис. 10.2, *д*).

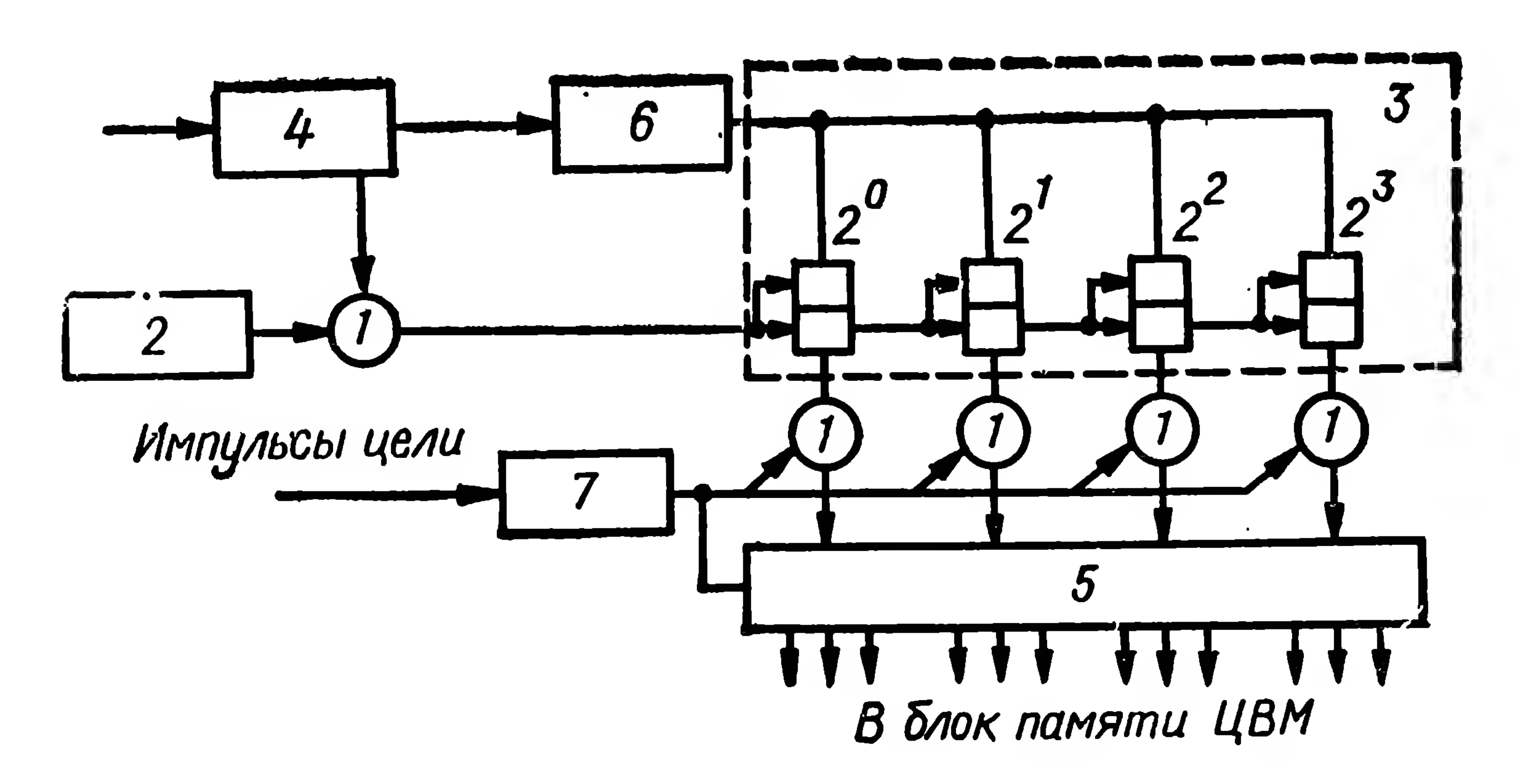


Рис. 10.1. Преобразователь дальности (временнóго интервала) в числовой код:

1 — вентиль совпадения; *2* — генератор импульсов счета; *3* — регистр дальности; *4* — генератор рабочего импульса; *5* — распределитель-сдвигатель; *6* — схема формирования импульса сброса; *7* — схема формирования импульса считывания

Запуск каждого последующего триггера осуществляется задним фронтом предыдущего импульса (рис. 10.2, *е, ж, з, и*). Положительный перепад напряжения на выходе триггера соответствует «1» двоичного кода, а отрицательный — «0».

Импульс, отраженный от цели, подается на схему формирования импульса считывания *7*, которая вырабатывает импульс считывания, открывающий вентили. При одновременном действии на входах вентилей считывания положительных перепадов напряжения с выхода соответствующего счетчика разряда и импульса считывания в распределитель-сдвигатель *5* выдаются в двоичном коде импульсы счета $n_с$, которые поступают на счетчик в интервале, равном времени задержки принимаемого сигнала относительно зондирующего импульса $t_ц$ и пропорциональном дальности до цели $D_ц$, т. е.

$$n_с = F_э t_ц = F_э \frac{2D_ц}{c}, \qquad (10.2)$$

откуда

$$D_ц = \frac{c}{2F_э} n_с. \qquad (10.3)$$

Например, при нахождении цели на дальности $D_{ц2}$ (рис. 10.2) выдается в двоичном коде число 01110, соответствующее данной дальности.

В дальнейшем информация о дальности до целей в двоичном цифровом коде может быть использована в ЦВМ для решения задач управления пуском, наведения ракеты на цель и т. д.

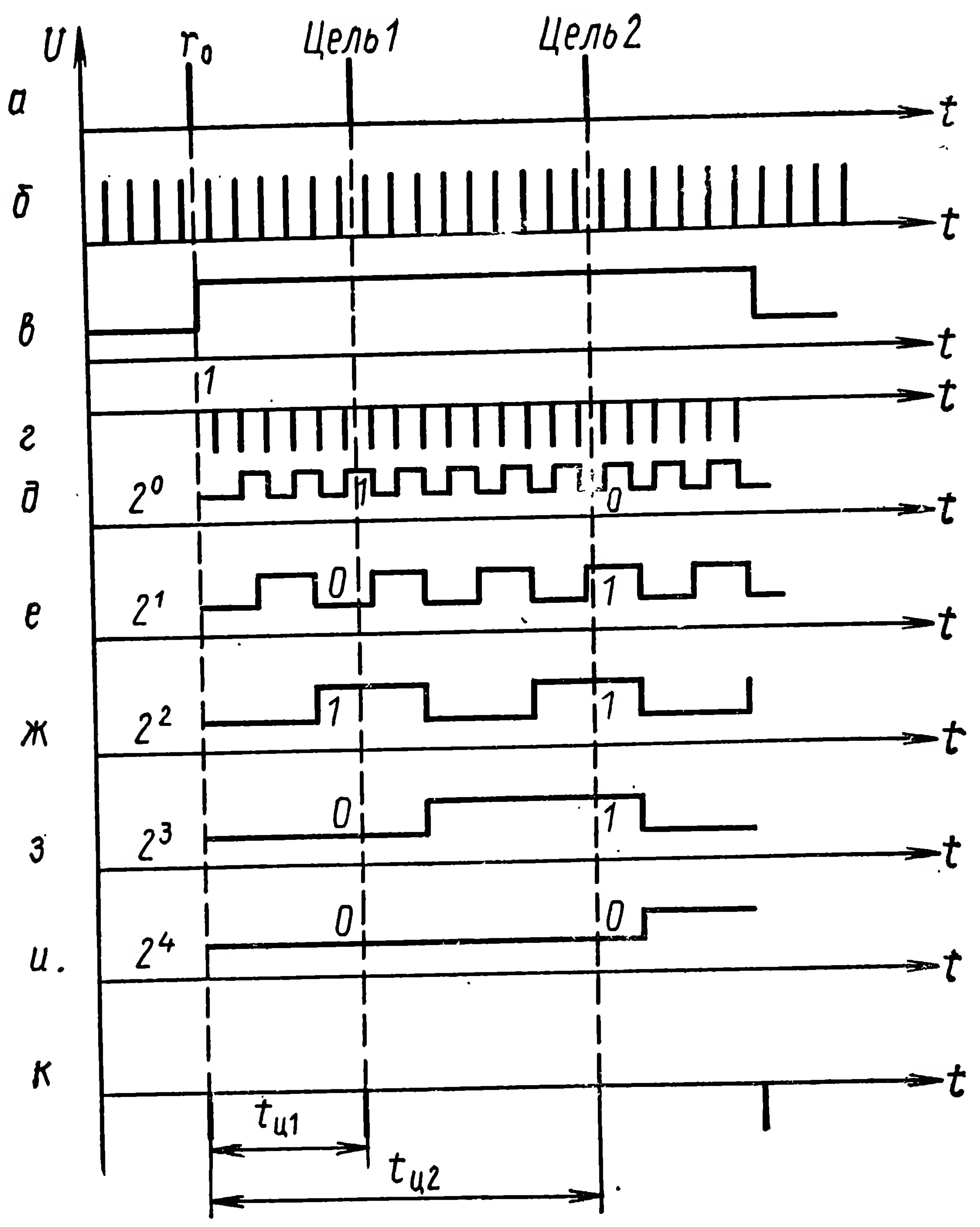


Рис. 10.2. Преобразование временно́го интервала в число

В момент окончания рабочего импульса запускается схема формирования импульса сброса *6*, выходной импульс которой устанавливает все триггеры регистра дальности в нулевое состояние (рис. 10.2, *к*).

Преобразователь «Угол — цифра» применяется в схемах ввода в ЦВМ данных, характеризующих механическое вращение вала, например вала вращения антенны РЛС, мгновенное положение которого может представлять собой определенное значение угловых координат цели (ракеты).

Таким образом, преобразователь «Угол — цифра» используется для ввода в ЦВМ данных об угловых координатах объектов.

В зависимости от конструктивного исполнения преобразователи подразделяются на механические, фотоэлектрические и фазометрические [30].

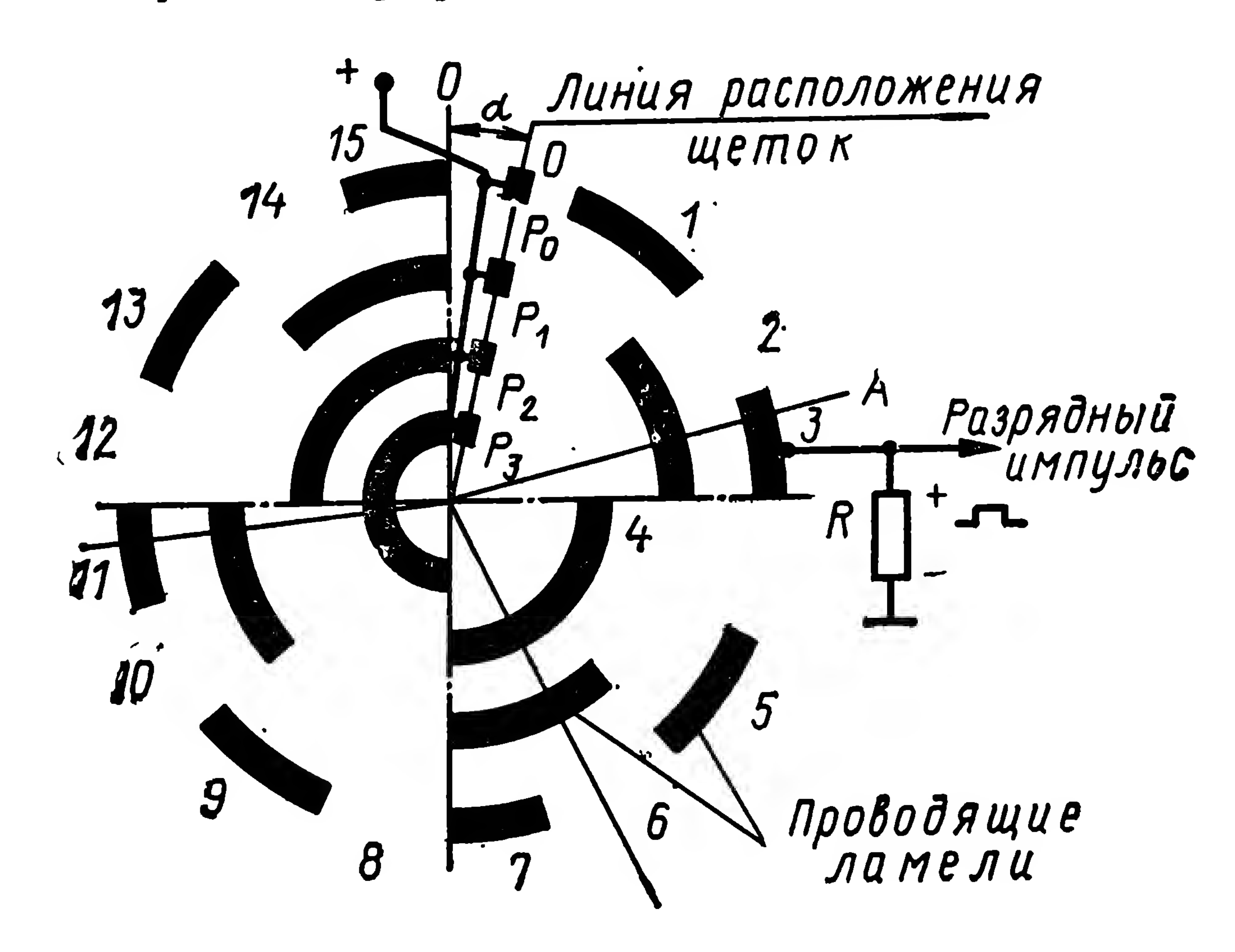


Рис. 10.3. Четырехразрядный кодирующий диск

На рис. 10.3 показана схема механического преобразователя угла поворота в число с кодовым диском. На вращающемся валу, угол поворота которого надо ввести в ЦВМ, укрепляется кодирующий диск с нанесенными на нем токопроводящими ламелями, число которых выбирается исходя из заданной разрешающей способности преобразования.

На кодирующем диске ламели чисел нулевого разряда расположены по окружности большого диаметра, ламели чисел первого разряда — по окружности меньшего диаметра и т. д. Диск вращается вместе с валом. Для снятия напряжения с ламелей устанавливаются неподвижные щетки P_0, P_1, P_2, P_3. При повороте вала на некоторый угол щетки совмещаются с некоторыми ламелями, и в цепи щетка — ламель появляется ток, в результате на резисторах, подключенных к ламелям, выделяются импульсы кода, соответствующие углу поворота антенны в цифровой форме.

Недостатками рассматриваемого преобразователя являются низкая разрешающая способность и наличие трущихся контактов.

Для устранения этих недостатков могут применяться электронно-оптические преобразователи, в которых считыва-

ние информации осуществляется с помощью пучка света и фотодиодов (рис. 10.4). На вал, угол поворота которого необходимо преобразовать в цифру и подать в ЦВМ, устанавливается прозрачный диск *2*, на который фотоспособом наносится требуемый код. С одной стороны диска устанавли-

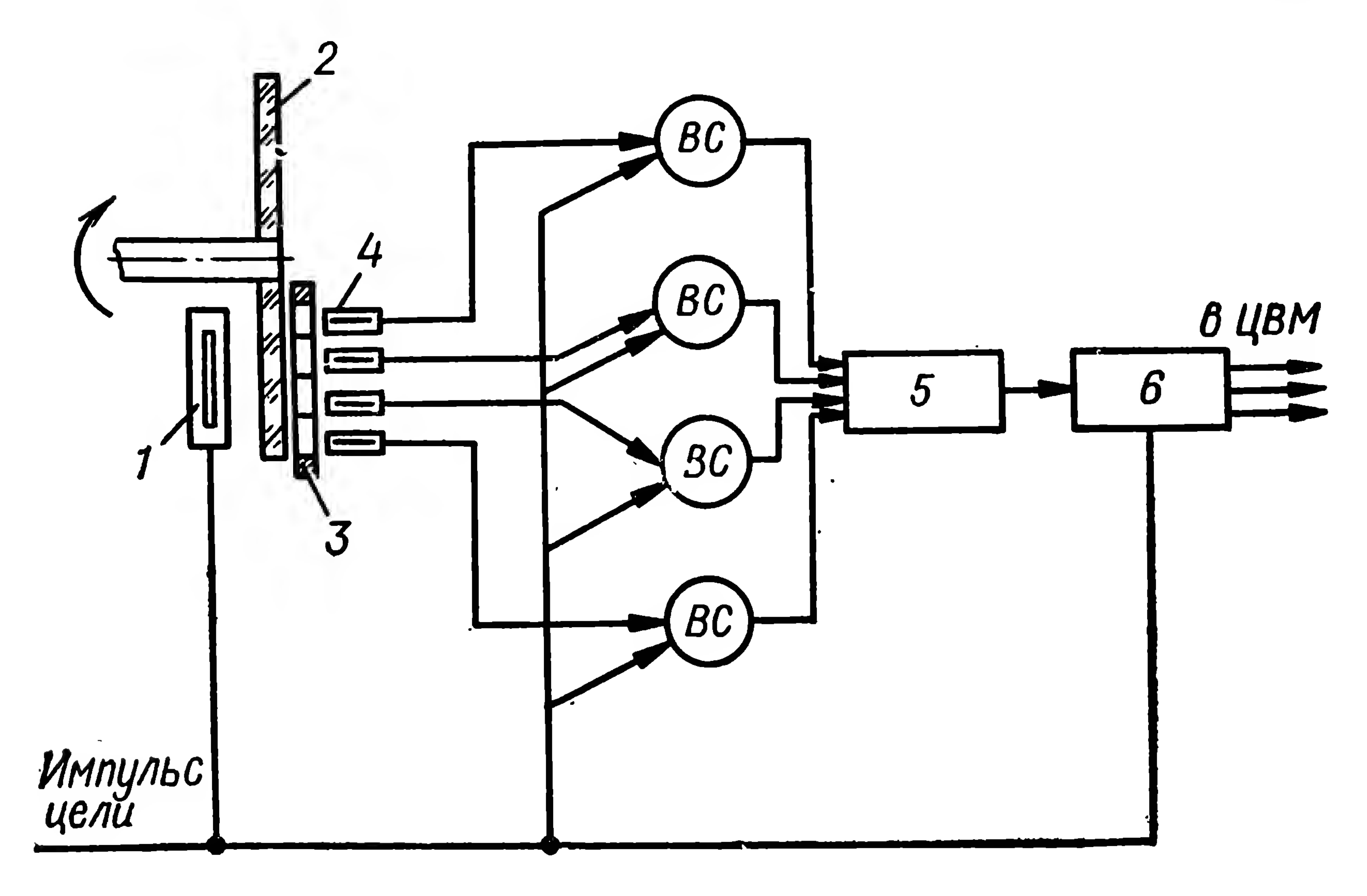


Рис. 10.4. Преобразователь «Угол — число»:

1 — линейный импульсный источник света; *2* — кодовый диск; *3* — экран со щелью; *4* — фотодетектор; *5* — преобразователь циклического кода в двоичный; *6* — распределитель-сдвигатель

вается источник света *1*, в качестве которого может использоваться газоразрядная лампа. С другой стороны диска расположен экран *3* с узкими щелями, пропускающими свет на фотодетекторы *4*, против которых находятся светлые участки диска, благодаря которым формируется импульс тока, что соответствует «1» кода. Если в момент вспышки против пучка света окажется темный участок диска, ток в фотодетекторе будет отсутствовать, что соответствует «0» кода. За время одной вспышки кодирующий диск должен повернуться не более чем на одно деление младшего разряда.

Уменьшение ошибок считывания, когда против цели окажется граница двух кодовых комбинаций, достигается нанесением на диск кода Грея (циклический двоичный код), обеспечивающего величину ошибки, не превосходящую единицы младшего разряда. Код Грея образуется из обычного двоичного кода путем замены в нем каждой цифры, стоящей правее единицы в соседнем разряде, на обратную.

Для подачи в ЦВМ циклическая кодовая комбинация преобразуется в двоичный код в преобразователе *5*.

Если возникает необходимость измерять угловое положение цели, то источник света и вентиль считывания запускаются синхронно с приходом импульса, отраженного от цели.

В качестве преобразователей «Угол — число» могут применяться преобразователи (рис. 10.5) с установленным на валу антенны фазовращателем (ФВ). За полный оборот вала фаза напряжения $U_ф$ изменяется на 360°.

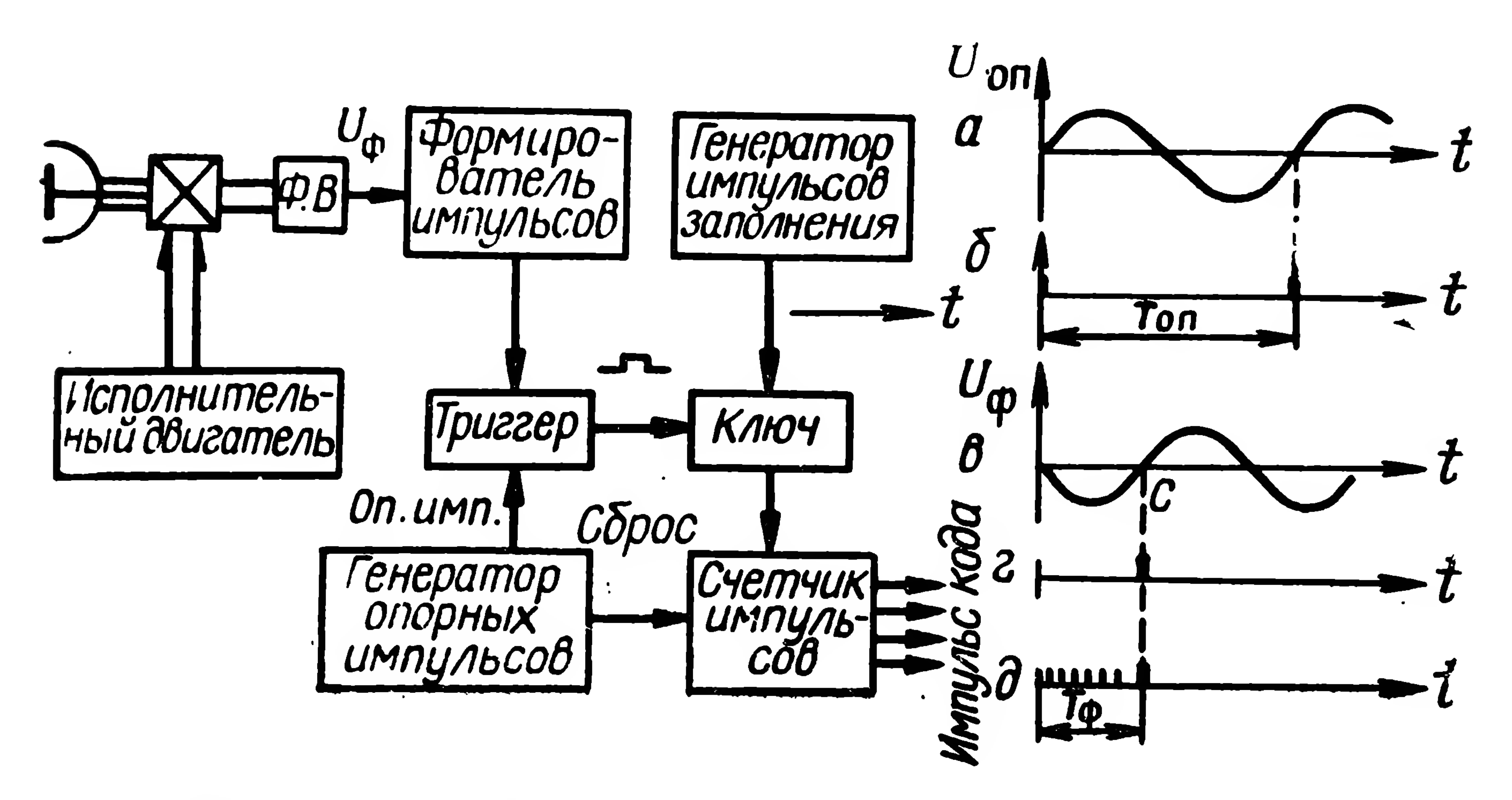


Рис. 10.5. Схема преобразователя «Угол — число» с применением фазовращателя и эпюры напряжений

Схема формирования опорных импульсов вырабатывает импульсы, характеризующие начало отсчета угла поворота вала. Формирование опорных импульсов происходит в момент равенства нулю фазы опорного напряжения.

Схема формирования импульсов вырабатывает импульсы, положение которых во времени изменяется в соответствии с изменением фазы напряжения $U_ф$ (рис. 10.5, *г*).

Опорные импульсы поступают на триггер, который под их воздействием переходит из одного устойчивого состояния в другое. Длительность положительного импульса триггера $T_ф$ пропорциональна углу поворота вала антенны. Импульс триггера подается на вентиль совпадения. На другой вход вентиля поступают импульсы с выхода генератора импульсов заполнения, следующие с постоянной частотой $F_з$. Вентиль открыт в течение времени $T_ф$, и через него на счетчик импульсов пройдет определенное число импульсов заполнения

$$m = T_ф F_з.$$

Таким образом, число импульсов, поступивших на счетчик, будет пропорционально интервалу $T_ф$, а следовательно, и углу поворота вала антенны.

Счетчик осуществляет счет импульсов и вырабатывает в двоичном коде информацию, характеризующую угол поворота вала антенны.

Дискретность преобразования определяется частотой $F_з$. Для повышения точности преобразования период опорного напряжения выбирают в несколько раз меньше времени пол-

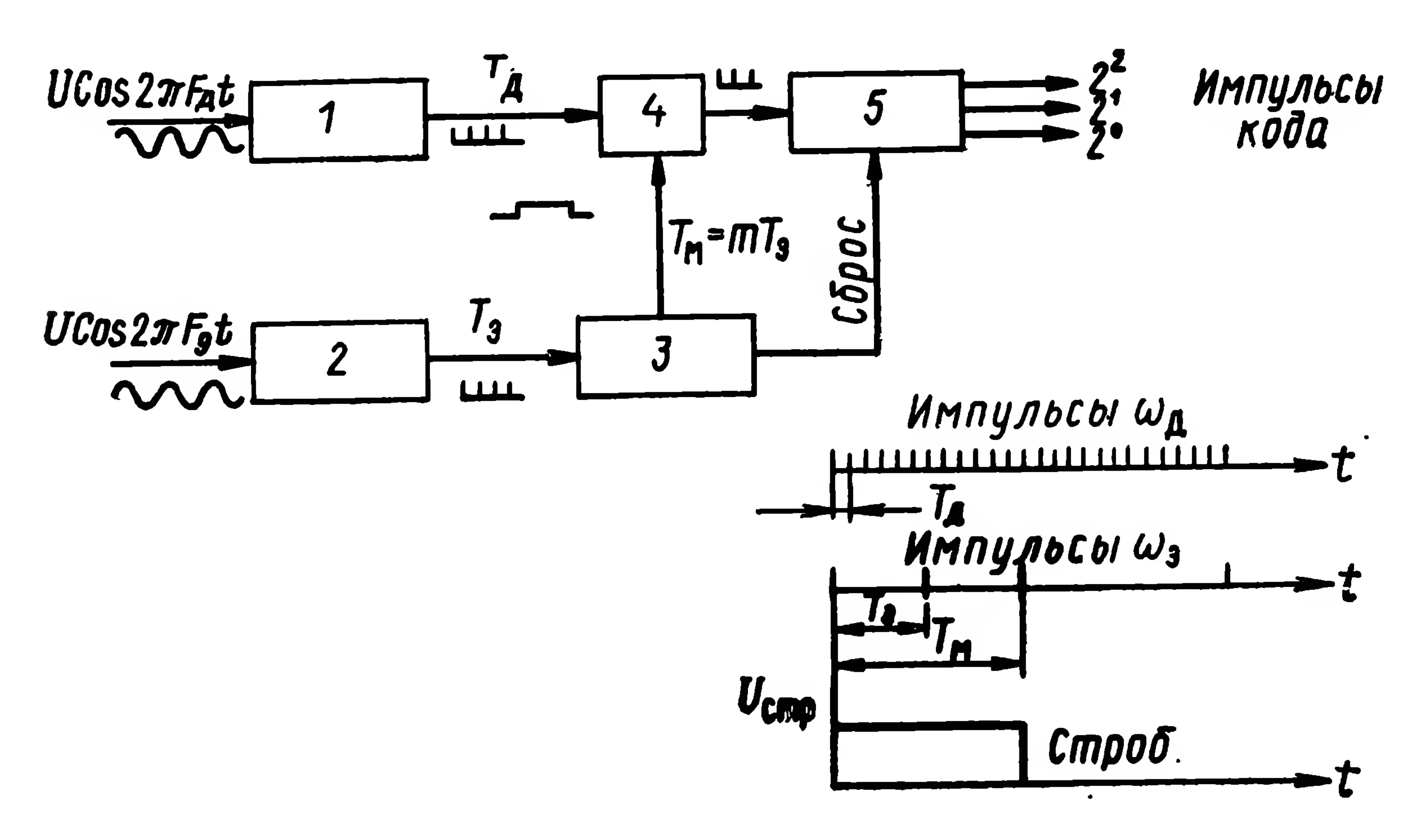


Рис. 10.6. Схема преобразователя «Частота — цифровой код»: *1* — схема формирования импульсов $T_с$; *2* — схема формирования импульсов $T_э$; *3* — схема формирования мерного интервала $T_м$; *4* — ключ; *5* — счетчик импульсов

ного оборота вала. В этом случае возникает неоднозначность в измерении угловых координат, которая устраняется применением многошкальных устройств.

Преобразователь «Частота — цифровой код». В доплеровских визирах цели при определении скорости производится измерение частоты Доплера ($F_д$) в отраженных сигналах. В дальнейшем эта информация может быть использована в ЦВМ для решения задачи пуска, в цифровых следящих системах и т. д.

В преобразователях этого типа применяются устройства, называемые частотомерами. Принцип работы частотомера основан на определении числа периодов повторения импульсов m, характеризующих частоту $F_д$, в мерном интервале $T_м$. Преобразователь (рис. 10.6) содержит схемы формирования импульсов сигнала *1* и эталонной частоты *2*, схему формирования мерного интервала *3*, ключ *4* и счетчик импульсов *5*. Напряжения измеряемой и эталонной частот подаются на соответствующие схемы формирования импульсов, которые в момент прохождения частотами $\omega_д$ и $\omega_э$ нулевых фаз вырабатывают импульсы, следующие с частотами повторения, соответствующими частотам $F_д$ и $F_э$.

Импульсы эталонных периодов подаются на схему формирования мерного интервала для получения стробомерного интервала, изменяя длительность которого можно менять масштаб преобразования. Это необходимо, например, при переходе передатчика визира на другую длину волны λ.

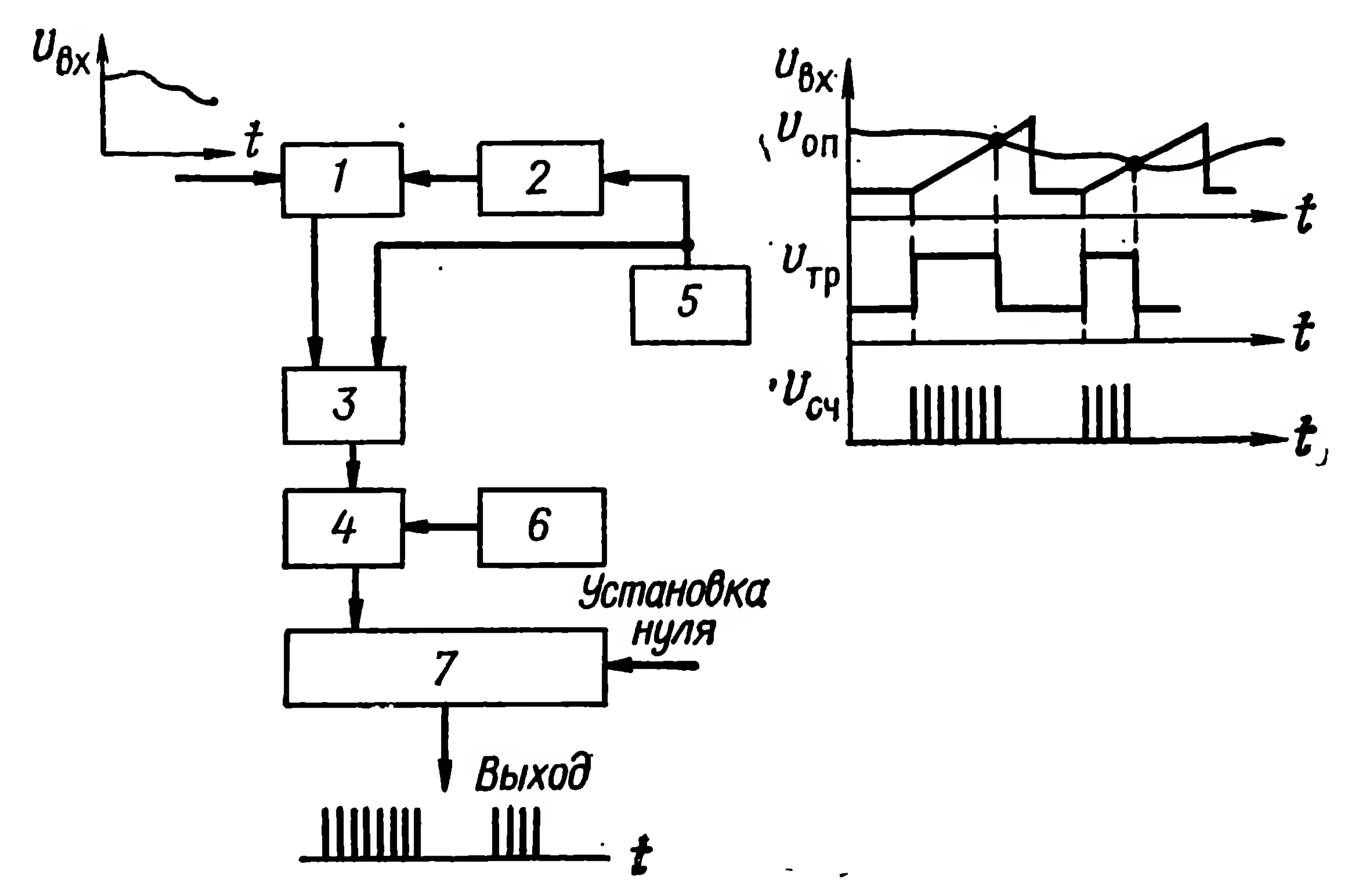


Рис. 10.7. Преобразователь «Напряжение — цифра»:

1 — схема сравнения; *2* — генератор пилообразного напряжения; *3* — триггер; *4* — схема И; *5* — датчик импульсов; *6* — генератор импульсов; *7* — счетчик

Действительно, $F_Д=2(V_{цр}/\lambda)$, поэтому при изменении длины волны необходимо менять масштаб преобразования.

Строб поступает на ключ, управляя его работой. При отсутствии строба ключ закрыт, и импульсы сигнала частоты Доплера на счетчик не проходят. На выходе счетчика импульсы кода отсутствуют. Если же строб подан, ключ пропускает на счетчик импульсы сигнала $F_Д$, число которых будет равно отношению $(T_М/T_Д) \geqslant 1$. Счетчик осуществляет счет импульсов сигнала частоты $F_Д$ и выдачу их в двоичном коде в ЦВМ.

Преобразователь «Напряжение — цифра». Преобразование напряжения в цифровой код осуществляется через промежуточное преобразование напряжения во временной интервал с последующим счетом числа импульсов высокостабильного генератора, вырабатываемых в течение этого временно́го интервала (рис. 10.7). Схема сравнения *1* сопоставляет величину преобразуемого напряжения с величиной линейно меняющегося пилообразного напряжения, вырабатываемого генератором линейного пилообразного напряжения *2*. Схема сравнения вырабатывает импульс сравнения в момент совпадения этих двух напряжений.

Импульсы, запускающие генератор пилообразного напряжения, одновременно подаются на триггер *3*, который начинает формирование положительного прямоугольного напряжения, спад которого определяется приходом импульса сравнения.

С выхода триггера напряжение подается на схему вентиля совпадения *4*, на другой вход которого подаются высокостабильные импульсы генератора импульсов *6*. При подаче на вентиль положительного перепада напряжения триггера *3* с его выхода на счетчик поступают эталонные импульсы генератора импульсов. Показания счетчика *7* являются цифровым эквивалентом преобразуемого напряжения. После каждого цикла преобразования счетчик обнуляется импульсом сброса, который синхронен с импульсом начала развертки.

Достоинством рассмотренной схемы является ее простота. Точность преобразования зависит в основном от линейности пилообразного напряжения.

В качестве преобразователей «Напряжение — цифра» могут быть использованы схемы на базе широтно-импульсных модуляторов (фантастрон, санатрон, мультивибратор), которые вырабатывают импульсы, длительность которых зависит от управляющего напряжения. Используя в качестве управляющего измеряемое напряжение ($U_{изм}$), можно преобразовать его значение в импульс длительностью $T_{вых}$, т. е.

$$T_{вых} = kU_{изм},$$

где k — коэффицинт пропорциональности.

В дальнейшем $T_{вых}$ преобразуется в числовой код с помощью схемы преобразования временно́го интервала в число, работа которой была рассмотрена выше.

10.2. Цифроаналоговые преобразователи

Цифроаналоговые преобразователи представляют собой устройства для преобразования цифрового кода в эквивалентное ему значение аналоговой величины.

Наиболее часто применяют преобразователи «Цифра — напряжение», в основу работы которых положено суммирование напряжений или токов, соответствующих весам разрядов преобразователя. Преобразователь первого типа (рис. 10.8) содержит *n* триггеров регистра и двухполярных ключей (Кл). На каждый триггер, управляющий работой соответствующих ключей, подается импульс определенного разряда.

Источником питания является стабилизированное эталонное напряжение.

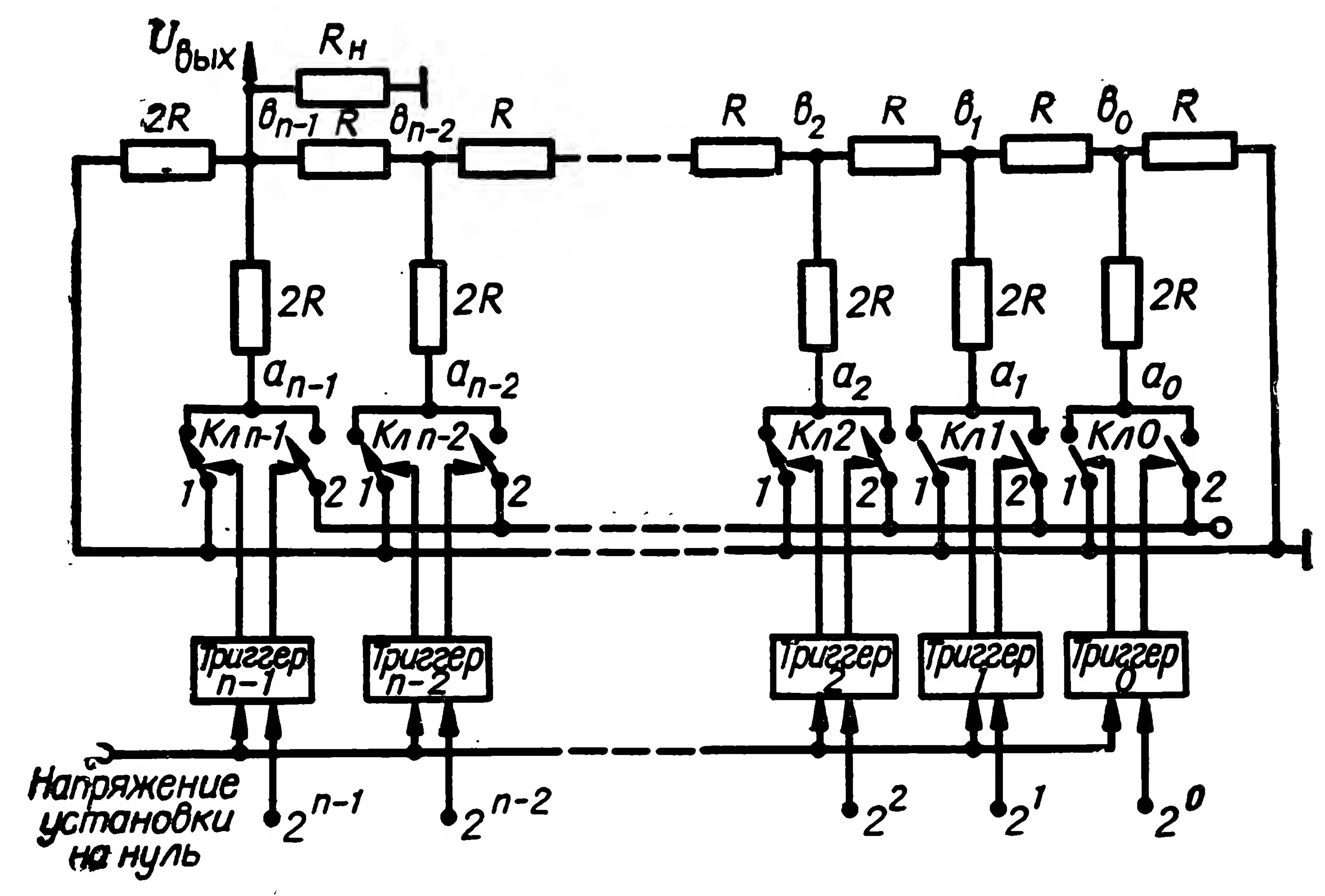


Рис. 10.8. Схема преобразователя «Цифра — напряжение с суммированием напряжений»

Преобразуемая величина (число двоичного кода) с ЦВМ в виде импульсов параллельного кода подается на триггеры регистра, которые переводят ключи в определенное положение. При отсутствии импульса кода триггер выдает напряжение, под действием которого левый контакт ключа замкнут, а правый разомкнут. Если на триггер поступает импульс, то происходит переключение ключей. Таким образом, при отсутствии импульсов кода (передается число 0) эталонное напряжение отключается, и напряжение на выходе преобразователя равно нулю.

Допустим, что на вход триггера поступил импульс младшего разряда, т. е. число, равное 1 (2^0). Под действием этого импульса триггер 0 перейдет во второе состояние равновесия, размыкая контакт *1* и замыкая контакт *2* ключа КЛо. В результате источник питания будет подключен к точке a_0.

Все разряды преобразуемого двоичного числа представляются напряжениями, которые за счет подбора параметров схемы должны уменьшаться по амплитуде в два раза, как и соответствующие значения разрядов двоичного кода. Для преобразования n-разрядного числа необходимо иметь соответственно n триггеров и ключей.

В общем случае при поступлении на вход преобразователя следующего кода:

$$a_{m-1}2^{m-1} + a_{m-2}2^{m-2} + \ldots + a_1 2^1 + a_0 2^0 \qquad (10.4)$$

выходное напряжение преобразователя определится выражением

$$U_{вых} = \frac{U_э}{3}\left(\frac{a_{m-1}}{2^0} + \frac{a_{m-2}}{2^1} + \ldots + \frac{a_1}{2^{m-2}} + \frac{a_0}{2^{m-1}}\right). \qquad (10.5)$$

Преобразователи подобного типа часто выполняются на полупроводниковых или интегральных микросхемах.

Точность работы преобразователя во многом определяется стабильностью эталонного напряжения.

Принцип работы преобразователей, выполняемых по схеме суммирования токов, во многом аналогичен принципу работы рассмотренного преобразователя.

11. МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ ЗАРУБЕЖНЫХ ЗРК

11.1. Задачи и особенности работы

Появление новых средств воздушного нападения, имеющих различные скорости и высоты полета, малые эффективные отражающие поверхности, различную тактику ведения боя, вызвало необходимость создания зенитных ракетных систем, имеющих малое время реакции на появление воздушных целей, обеспечивающих их уничтожение в широком диапазоне скоростей и высот при больших плотностях налета, в том числе в условиях электронного противодействия.

Такие системы должны быть достаточно компактны, мобильны, выполнять большое число функций при ведении боя.

Решение этой сложной аппаратурной проблемы привело к созданию ЗРК на основе многофункциональных РЛС. Положительному решению проблемы способствовали разработки фазированных антенных решеток (ФАР), микромощной элементной базы, микропроцессорной техники, специализированных малогабаритных вычислительных машин, оптимальных методов обработки радиолокационных сигналов.

В результате появилась возможность создать радиолокационную станцию единого конструктива, выполняющую ряд функций: обнаружение большого числа воздушных целей, определение их координат и параметров движения; подготовку исходных данных для стрельбы; управление стартом нескольких ракет и слежение за ними в процессе полета, формирование и передачу команд управления. Такие РЛС, получившие название многофункциональных радиолокационных станций (МФ РЛС), по замыслу зарубежных специалистов должны обладать высокой помехозащищенностью, решать задачи оптимизации процесса уничтожения воздушных целей. В них предусматривается большая степень автоматизации всех операций на каждом этапе управления зенитными ракетами.

Одним из примеров практического решения указанной аппаратурной проблемы многофункциональных радиалокационных станций является ЗРК «Пэтриот» на основе МФ РЛС

[34, 35, 41]. Многофункциональные РЛС ЗРК иногда называют многофункциональными станциями наведения ракет. Аппаратура такой станции размещается, как правило, в одном прицепе, имеет малые габаритные размеры.

Как известно, в ЗРК «Пэтриот» реализована командная система телеуправления второго типа ТУ-II, поэтому РЛС обеспечивает наряду с выполнением рассмотренных выше задач прием информации от бортовых координаторов ЗУР и пересчет координат целей относительно точки стояния ЗРК.

В задачи РЛС входят: автоматизированный контроль технического состояния элементов ЗРК; выдача команд на включение резервных устройств при неисправности основных с одновременным отображением на табло номеров неисправных блоков; обучение операторов.

Станция имеет в своем составе имитаторы воздушной обстановки, используемые при тренировке боевого расчета ЗРК в различных ситуациях ведения боя.

Применение многофункциональных РЛС в ЗРК повышает боевые возможности и эффективность ЗРК, в том числе в сложных условиях боя. Так, например, МФ РЛС ЗРК «Пэтриот» обеспечивает сопровождение до 100 воздушных целей, комплекс может обстрелять восемь целей при наведении на каждую цель одной ракеты. В РЛС предусмотрены меры защиты от радиоэлектронного подавления.

Как следует из вышеизложенного, отличительной особенностью МФ РЛС зенитных ракетных комплексов является решение широкого круга задач по борьбе с целями с помощью одной радиолокационной станции, а не совокупностью различных станций, каждая из которых решает ту или иную часть задачи. Например, одна из станций обнаруживает и сопровождает цели, другая — сопровождает ракеты, третья — передает команды управления на борт наводимых ракет и т. д.

Объединение многих функций в одной РЛС оказалось возможным благодаря применению новых аппаратурных решений и новых принципов получения и обработки информации, формирования и передачи различного рода команд управления и информационных сообщений. Рассмотрим некоторые из них.

Обнаружение целей, определение координат и параметров их движения производятся с использованием нескольких лучей ФАР, которые позволяют просмотреть заданный объем пространства за малое время и получить необходимую информацию о находящихся в нем целях.

Определение координат целей (ракет) осуществляется методом равносигнальных зон. При этом ФАР формирует четыре узких луча, образующие равносигнальное направление. Управление положением лучей в пространстве осуществляет специализированная ЭВМ, пролонгирующая координаты сопровождаемых целей (ракет).

Возможность одновременного определения координат большого числа целей (ракет) за короткий отрезок времени обусловлена малой инерционностью системы и гибкостью управления формой и положением лучей ФАР, малым временем нахождения лучей в направлении объекта (цели, ракеты).

Гибкость управления лучом антенны, как указывалось ранее (см. разд. 5), осуществляется с помощью фазовращателей, изменяющих сдвиг фаз при формировании и переброску луча в требуемое направление независимо от его предыдущего положения практически мгновенно. Например, время переброски луча t в МФ РЛС *AN/MPQ*-53 ЗРК «Пэтриот» составляет не более 12 мкс.

Время нахождения луча в направлении цели (ракеты) оказывается достаточно малым, однако должно быть не менее заданного времени наблюдения сигнала $t_н$. Это время зависит от требуемого соотношения сигнал/шум, заданного значения вероятности правильного обнаружения и ложной тревоги, методов локации и обработки принимаемых сигналов, а также от максимальной дальности сопровождаемого объекта.

Например, при зондирующем непрерывном сигнале $t_н$ равно

$$t_н = \frac{к}{\pi \Delta f_ф},$$

где $\Delta f_ф$ — полоса пропускания фильтра точной селекции приемника РЛС;

$к$ — коэффициент, величина которого больше единицы и выбирается в зависимости от требуемой величины соотношения сигнал/шум.

Таким образом, время определения координат одной цели с учетом переброски луча ФАР составляет $t_{ц1} = t_п + t_н$.

Одновременно луч ФАР в МФ РЛС зенитного ракетного комплекса используется также для определения координат наводимых ракет и передачи на их борт команд управления [35, 41]. Если принять, что время на определение координат одной ракеты с учетом перестройки ФАР составляет $t_{р1}$, а время на передачу команд — $t_{к1}$, то МФ РЛС для определения координат одной цели, наведения на нее $n_р$ ракет с передачей на них команд управления требуется время $t_{\Sigma 1}$

$$t_{\Sigma 1} = t_{ц1} + (t_{р1} + t_{к1})\, n_р. \qquad (11.1)$$

Следует отметить, что в МФ РЛС для обеспечения работы радиолокационного визира цели, визира ракеты и передачи команд управления может быть использован многорежимный передатчик, изменяющий параметры сигналов в зависимости от решаемых задач на данном этапе.

Максимальное количество целей $N_{\text{ц max}}$ и ракет $n_{\text{р max}}$, которое может сопровождать МФ РЛС с однолучевой ФАР, можно определить по формуле

$$N_{\text{ц max}} + n_{\text{р max}} = \frac{T_{\text{обр}}}{t_{\Sigma 1}}, \qquad (11.2)$$

где $T_{\text{обр}}$ — допустимая дискретность обращения МФ РЛС к сопровождаемой цели и наводимым ракетам.

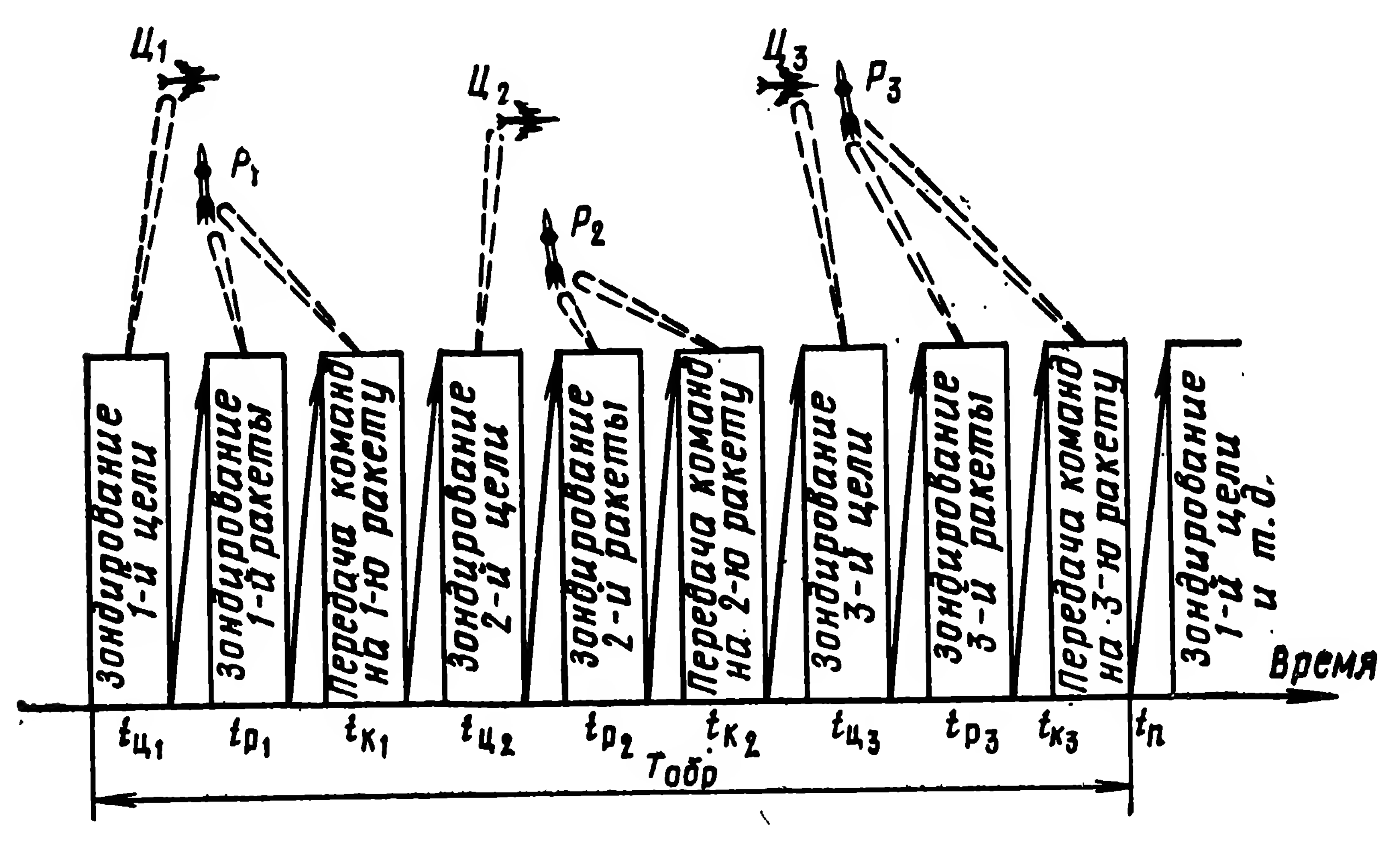


Рис. 11.1. Вариант временно́го графика работы МФ РЛС при обстреле трех целей тремя ракетами ($t_{\text{п}}$ — время перестройки фазовращателей)

Значение $T_{\text{обр}}$ определяется приемлемой величиной изменения координат цели и ракет в интервале $T_{\text{обр}}$, а также допустимой дискретностью передачи команд управления на борт наводимых ракет.

Если ЗРК «Пэтриот» обеспечивает сопровождение восьми целей и наведение на каждую из них одной ракеты, то в этом случае $n_{\text{р}} = 1$, $t_{\Sigma 1} = t_{\text{ц}1} + t_{\text{р}1} + t_{\text{к}1}$. Тогда выражение (11.2) запишется как

$$N_{\text{ц max}} + n_{\text{р max}} = \frac{T_{\text{обр}}}{t_{\text{ц}1} + t_{\text{р}1} + t_{\text{к}1}}. \qquad (11.3)$$

Графическое представление одного цикла работы МФ РЛС при наведении, например, на три цели трех ракет показано на рис. 11.1.

Из рассмотрения принципа управления лучом ФАР следует, что за время переброса луча с одного направления на другое РЛС электромагнитной энергии не излучает, что повышает скрытность ее работы. Применение же узконаправленных лучей обеспечивает высокую пространственную селекцию целей.

11.2. Типовая структурная схема МФ РЛС

Рассмотрим типовую структурную схему многофункциональной РЛС (применительно к МФ РЛС ЗРК «Пэтриот»), обеспечивающую решение задачи сопровождения нескольких целей и наведения на каждую из них одной ракеты. Элементы РЛС указаны на рис. 11.2.

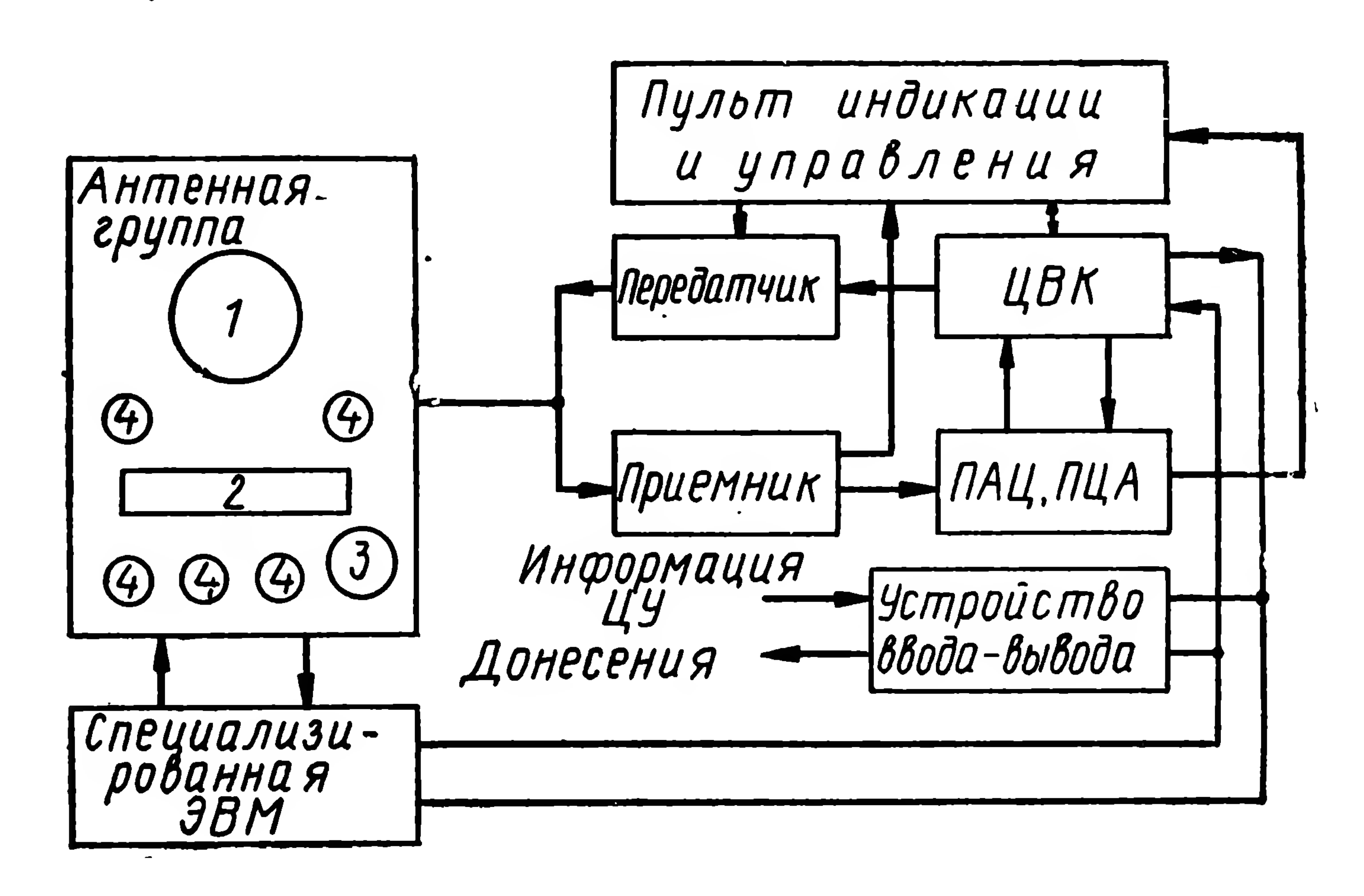


Рис. 11.2. Структурная схема многофункциональной радиолокационной станции ЗРК:

1 — основная приемопередающая ФАР; *2* — ФАР наземного радиозапросчика; *3* — приемная ФАР в режиме «Сопровождение через ракету»; *4* — антенна подавления боковых лепестков

Передатчик МФ РЛС вырабатывает высокочастотные сигналы, длительность, форма, мощность и несущая частота которых могут изменяться в зависимости от задач, выполняемых зенитным ракетным комплексом на различных этапах его функционирования (поиск и сопровождение целей, захват и сопровождение ракет, передача команд на борт наводимых ракет и т. д.).

Управление структурой генерируемых передатчиком импульсов производится подачей на его вход сигналов от универсальной ЭВМ в соответствии с программой (временны́м графиком) работы станции.

Основными элементами многофункционального передатчика в рассматриваемой схеме являются лампы бегущей волны малой и средней мощности, а также выходной усилитель на лампе со скрещенными полями, которые обеспечивают оперативное изменение параметров выходных высокочастотных сигналов, подаваемых на вход антенной системы (антенной группы).

Антенная система излучает и принимает высокочастотные

сигналы при обнаружении, опознавании и сопровождении целей, захвате, сопровождении ракет, а также при передаче команд управления на борт ракет.

В зависимости от числа сопровождаемых целей и ракет, а также объема и характера решаемых задач антенная система может быть выполнена в виде одной антенны или группы антенн. Например, антенная система МФ РЛС ЗРК «Пэтриот» представляет собой антенную группу, состоящую из нескольких фазированных антенных решеток.

Антенна *1* (основная) — плоская приемопередающая фазированная антенная решетка. Она излучает и принимает сигналы при поиске и сопровождении целей, передает команды управления на борт, излучает сигналы подсвета цели для работы полуактивного бортового пеленгатора ракеты, наводимой в режиме *TVM* (сопровождение через ракету).

Изменение формы луча антенны и управление положением его в пространстве осуществляются быстрой перестройкой фаз ферритовых фазовращателей, образующих плоскую ФАР. Определение необходимого распределения фаз фазовращателей, обеспечивающих ориентацию луча антенны в требуемом направлении, может производиться специализированной ЭВМ в соответствии с целеуказанием, характеризующим положение лоцируемой цели. Значения координат цели (ракеты) вырабатываются соответствующими цифровыми следящими системами, основу которых составляет универсальная ЭВМ.

Реализация электронного сканирования обеспечивает поиск, обнаружение, сопровождение цели с учетом радиоэлектронной обстановки. Применение ФАР позволяет производить обзор и сопровождение целей по гибкой программе, изменяя темп обновления информации в каждой конкретной ситуации. Например, поиск на большой дальности можно осуществлять с бóльшими энергетическими затратами, чем поиск низковысотных целей, дальность обнаружения которых, как правило, ограничивается дальностью прямой видимости.

Антенна *2* — ФАР, обеспечивающая излучение сигналов наземного радиозапросчика и прием сигналов опознавания при сопровождении летательных аппаратов.

Антенна *3* — приемная фазированная решетка, обеспечивает реализацию принципа «Сопровождение через ракету» на конечном участке наведения ракеты на цель. При этом, как известно, полуактивный бортовой координатор ракеты сопровождает цель и передает данные о ней на РЛС.

Для подавления помех, принимаемых боковыми лепестками антенны *1*, в составе антенной группы имеется пять фазированных антенных решеток [41].

Приемная система МФ РЛС усиливает, преобразует по частоте и осуществляет оптимальную обработку принятых сигналов. Вместе с этим система обнаруживает и анализирует помехи, обеспечивает защиту от них.

Характерной особенностью приемной системы является ее многоканальность. Например, в МФ РЛС ЗРК «Пэтриот» шесть каналов. Аппаратура трех из них (один суммарный и два разностных канала) обеспечивает формирование суммарного и двух разностных сигналов, которые используются в режимах обнаружения, сопровождения целей и наведения на них ракет. Четвертый канал обеспечивает прием сигналов с выхода антенн *4* при работе в режимах обнаружения и сопровождения целей.

Два остальных канала усиливают и преобразуют сигналы, получаемые приемной антенной *3* в режиме «Сопровождение через ракету».

Цифровой вычислительный комплекс (ЦВК) МФ РЛС обеспечивает:

введение в подсистемы радиолокатора начальных данных (данные об ориентировании антенн, карты прямой видимости, непросматриваемые области и т. д.) и контроль за состоянием элементов МФ РЛС;

централизованное оперативное управление в реальном масштабе времени всеми средствами ЗРК.

При централизованном управлении РЛС реализуется принцип «Операция за операцией» при проведении поиска, сопровождения, опознавания цели, при захвате ракеты и выдаче команд на сопровождение и наведение на среднем и конечном участках траектории. Команды управления полетом ЗУР формируются в ЦВК, который осуществляет селекцию и обработку информации для представления операторам, определяет момент пуска ракет и вырабатывает необходимые начальные данные для пусковых установок и расположенных на них ракет, обеспечивает обработку команд, поступающих с вышестоящего командного пункта.

Вся обстановка отображается на индикаторах, табло, лампочках пульта индикации и управления.

Сопровождение целей и наводимых на них ракет в МФ РЛС осуществляется цифровыми следящими системами, обладающими необходимым быстродействием и порядком астатизма. Составным элементом цифровых следящих систем является ЦВК.

Для преобразования аналоговой информации в цифровую форму и цифровой информации в напряжение индикации в составе МФ РЛС имеются преобразователи «Аналог — цифра» (ПАЦ) и «Цифра — аналог» (ПЦА).

Элементной базой рассматриваемой РЛС являются интегральные микросхемы различной степени интеграции, микропроцессорная техника и специализированные электронные устройства.

12. НЕКОНТАКТНЫЕ ВЗРЫВАТЕЛИ

12.1. Общие сведения

Зенитная управляемая ракета несет боевую часть. При определенном положении ракеты боевая часть подрывается, что приводит к поражению цели. Подрыв боевой части осуществляется взрывателем. Боевая часть и взрыватель представляют боевое снаряжение ЗУР.

Поскольку прямое попадание ракеты в цель практически маловероятно из-за больших скоростей полета целей, то для подрыва боевого заряда применяют взрыватели неконтактного типа, которые обеспечивают подрыв заряда без непосредственного соприкосновения ракеты с целью.

Направление разлета осколков определяется конструкцией боевой части и скоростью полета ЗУР. Вероятность поражения цели будет наибольшей, когда направление полета основной массы осколков совпадает с направлением на цель. Для этого, как считают иностранные специалисты, сигнал подрыва должен быть выдан взрывателем в определенный момент времени, т. е. должно быть выполнено условие согласования областей разлета осколков и срабатывания взрывателя. При оптимальном согласовании область разлета осколков, как правило, совпадает в пространстве с областью срабатывания взрывателя, о чем сказано в разд. 1. В этом случае сигнал подрыва выдается в момент, когда цель оказывается на направлении максимальной плотности разлета осколков.

В иностранных типах зенитных управляемых ракет (например, «Найк», «Хок») согласование областей разлета осколков и срабатывания взрывателя достигается выбором точек подрыва (инициирования) боевой части и характеристик неконтактных взрывателей.

Таким образом, неконтактный взрыватель управляет не только подрывом боевого заряда при нахождении ракеты в заданной области относительно цели, но и направлением разлета осколков боевой части. Этим обеспечивается заданная вероятность поражения цели.

В зависимости от места положения источника энергии, используемой для срабатывания неконтактного взрывателя, различают **пассивные, полуактивные и активные** взрыватели. Первые из них используют энергию, излучаемую самой целью (световую, тепловую, звуковую). В полуактивных взрывателях используется энергия, отражаемая целью. При этом источник энергии расположен вне ракеты. Активные взрыватели имеют в своем составе источник энергии облучения цели.

Неконтактные взрыватели подразделяются на **электростатические** (используют энергию электростатического поля), **оптические** (используют энергию световых или инфракрасных волн), **акустические** (используют звуковую энергию), **радиовзрыватели** (используют электромагнитную энергию радиоволн). Наиболее широкое применение в ЗУР находят радиовзрыватели.

12.2. Радиовзрыватели зарубежных ЗУР

Радиовзрыватели являются представителями неконтактных взрывателей, которые устанавливаются на иностранных зенитных управляемых ракетах («Найк», «Хок» и др.). В основу принципа их действия положены методы использования энергии радиоволн, отражаемых воздушными целями, при этом они могут быть активными и полуактивными. Их принципы действия имеют много общего. Разница состоит лишь в том, что у активных радиовзрывателей источник электромагнитной энергии, облучающий цель, установлен на борту ракеты, т. е. входит в состав взрывателя. Полуактивные радиовзрыватели такого источника не имеют. Он размещен на пункте управления или в какой-либо другой точке пространства.

По устройству и принципам работы радиовзрыватели делятся на импульсные, доплеровские и частотные [22].

Импульсные радиовзрыватели имеют большое сходство с радиолокаторами, предназначенными для измерения расстояний до цели. В состав такого радиовзрывателя входят передатчик, включающий в себя генератор импульсов высокой частоты, модулятор и генератор пусковых импульсов; приемник; генератор строб-импульсов и каскад совпадений (рис. 12.1). Для излучения и приема высокочастотных импульсов имеются антенны, устанавливаемые на корпусе ракеты. Аппаратура радиовзрывателя размещается, как правило, в носовой части ракет.

Передатчик радиовзрывателя вырабатывает высокочастотные импульсы, которые через антенну излучаются в пространство. Эти импульсы следуют с определенным периодом *T*, задаваемым генератором пусковых импульсов (см. эпюры напряжений, приведенные на рис. 12.1, *б*). Пусковые

импульсы поступают на модулятор, который формирует импульсы определенной длительности ($\tau_и$) и амплитуды. Эти импульсы называют модулирующими. С поступлением каждого из них радиочастотный генератор вырабатывает радиоимпульсы соответствующей длительности.

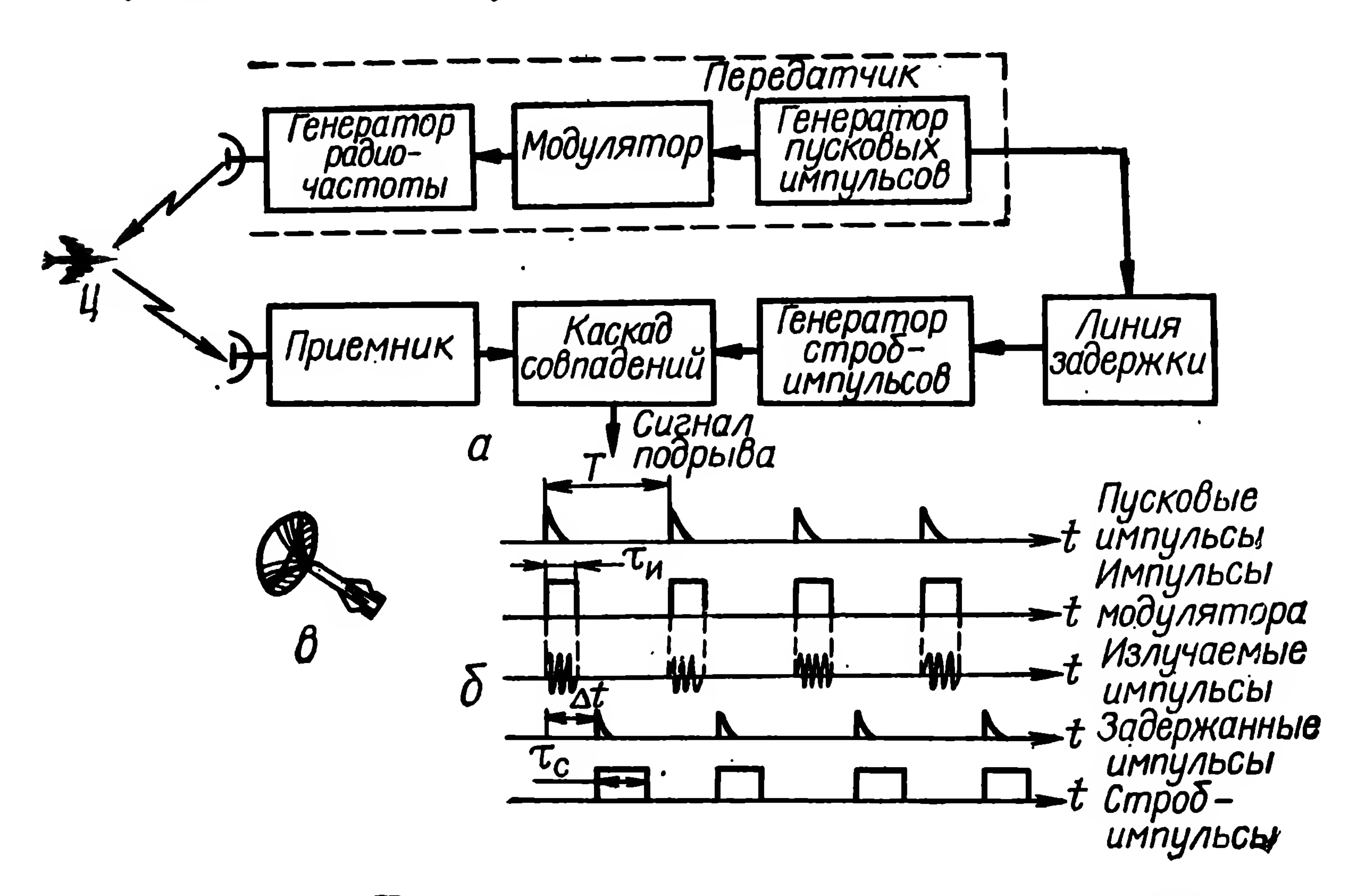


Рис. 12.1. Принцип работы импульсного радиовзрывателя:
а — функциональная схема; *б* — диаграммы напряжений в характерных точках схемы; *в* — диаграмма направленности антенны

Генераторы радиовзрывателей, как правило, работают в сантиметровом диапазоне волн, что позволяет сокращать массу и габаритные размеры аппаратуры.

Высокочастотные сигналы поступают в антенну, которая излучает их в определенном направлении. Диаграмма направленности антенн должна совпадать в пространстве с областью разлета осколков. Антенны радиовзрывателей имеют диаграммы направленности конусообразной формы (рис. 12.1, *в*).

При вхождении цели в область излучения радиоволн на вход приемника радиовзрывателя будут поступать отраженные от нее высокочастотные импульсы. Очевидно, что для прохождения импульсов от передатчика до цели потребуется некоторое время, равное

$$\Delta t = \frac{2D_{рц}}{c}, \tag{12.1}$$

где c — скорость распространения радиоволн (скорость света);

$D_{рц}$ — расстояние между ракетой и целью.

Поэтому импульсы, отраженные от цели, будут приходить в приемник с некоторым запаздыванием (Δt) относительно излучаемых. После детектирования и усиления в приемнике импульсы поступают на каскад совпадений. На этот же каскад подаются строб-импульсы, формируемые специальным генератором. Временно́е положение строб-импульсов и их

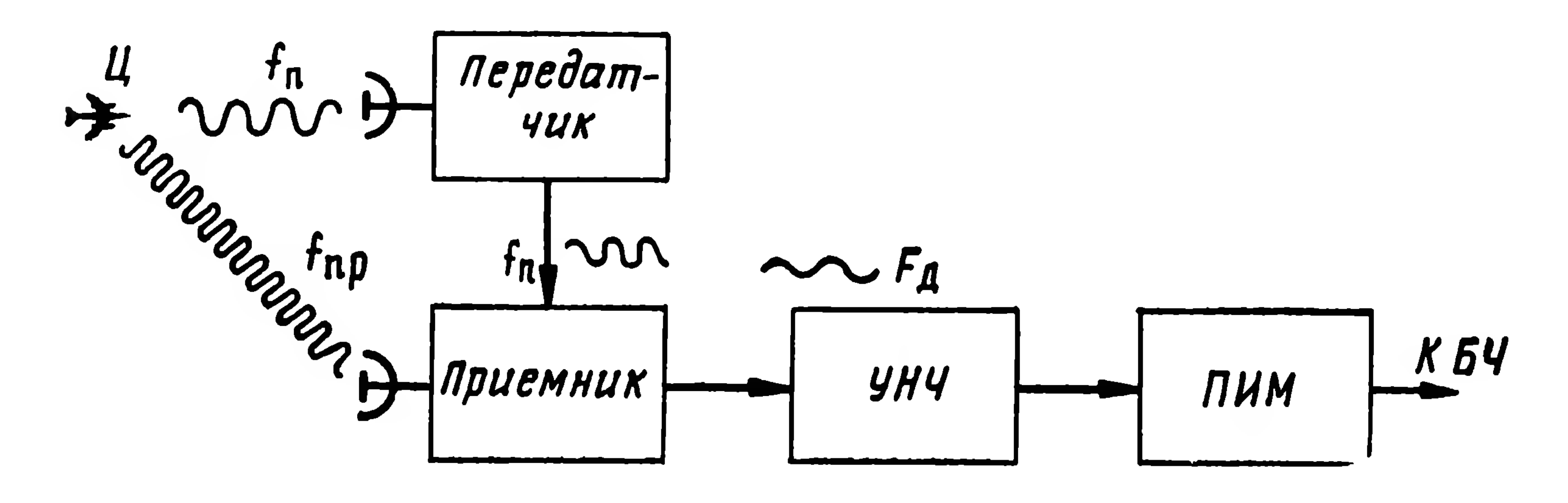


Рис. 12.2. Функциональная схема радиовзрывателя, использующего эффект Доплера

длительность определяются желаемым диапазоном дальностей срабатывания радиовзрывателя. Начало строб-импульсов определяется величиной времени задержки линии, а длительность — параметрами схемы генератора, формирующего эти импульсы. Очевидно, что, чем большую длительность имеют строб-импульсы, тем в большем диапазоне дальностей может срабатывать радиовзрыватель. При одновременном воздействии принятых сигналов и строб-импульсов каскад совпадений срабатывает и выдает сигнал подрыва детонатора боевой части.

Из приведенной схемы нетрудно понять, что минимальная дальность действия импульсного радиовзрывателя определяется длительностью импульса передатчика и равна

$$D_{\min} = \frac{c\tau_и}{2}. \qquad (12.2)$$

Доплеровские радиовзрыватели основаны на использовании эффекта Доплера. Сущность этого эффекта известна из курса физики и состоит в том, что отраженные от движущихся целей радиоволны претерпевают некоторое изменение частоты. Частота электромагнитных колебаний, отраженных от цели, получает приращение относительно частоты излучаемых колебаний на величину, называемую доплеровским сдвигом и равную

$$F_Д = \frac{2V_r}{\lambda}. \qquad (12.3)$$

Доплеровские радиовзрыватели работают, как правило, в режиме непрерывного излучения высокочастотных колебаний. В состав радиовзрывателя (рис. 12.2) входят передатчик,

приемник, усилитель низкой частоты (УНЧ) и предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ). ПИМ устанавливается и в других типах взрывателей и служит для предохранения системы подрыва боевой части от случайных воздействий, которые могут привести к преждевременному срабатыванию. Вместе с тем ПИМ определяет программу прохождения сигнала подрыва.

Как и в импульсном радиовзрывателе, передатчик вырабатывает высокочастотные колебания $f_п$, которые через антенну излучаются в направлении, определяемом положением ракеты в пространстве. Эти колебания являются непрерывными, т. е. излучение происходит с начала до конца рабочего цикла передатчика.

В случае когда цель окажется в зоне облучения, отраженные от нее высокочастотные сигналы принимаются антенной приемника и поступают на смеситель, куда также подается малая доля мощности высокочастотных колебаний передатчика. Частота принятых от цели сигналов имеет доплеровскую составляющую, поэтому она равна

$$f_{пр} = f_п + F_Д. \tag{12.4}$$

В смесителе под воздействием колебаний этих двух частот ($f_п$ и $f_{пр}$) возникают колебания (биения) разностной частоты, равной $F_Д$, так как

$$f_{пр} - f_п = (f_п + F_Д) - f_п = F_Д. \tag{12.5}$$

Напряжение доплеровской частоты поступает в усилитель низкой частоты, усиливается и подается в ПИМ. При определенной амплитуде колебаний разностей частоты выдается сигнал подрыва.

Частотные радиовзрыватели отличаются от доплеровских тем, что в них частота излучаемых колебаний изменяется (модулируется) по определенному закону. Как считают иностранные специалисты, это повышает их помехозащищенность.

12.3. Оптические взрыватели зарубежных ЗУР

Оптические (инфракрасные) взрыватели имеют, по мнению иностранных специалистов, ряд преимуществ по сравнению, например, с радиовзрывателями. При приемлемых значениях вероятностей срабатывания они весьма компактны и имеют малую массу.

В специальной зарубежной литературе наиболее подробно рассмотрены неконтактные взрыватели данного типа, работающие в диапазоне видимых волн (оптические взрыватели). Однако это не означает, что инфракрасные взрыватели не находят применения в ЗУР. Их чаще устанавливают на раке-

тах малого калибра и относят к неконтактным пассивного типа. Как и координаторы, они используют лучистую энергию цели. Взрыватель включает в себя оптическую систему, приемник ИК-излучения, усилитель импульсов фототока, предохранительно-исполнительный механизм.

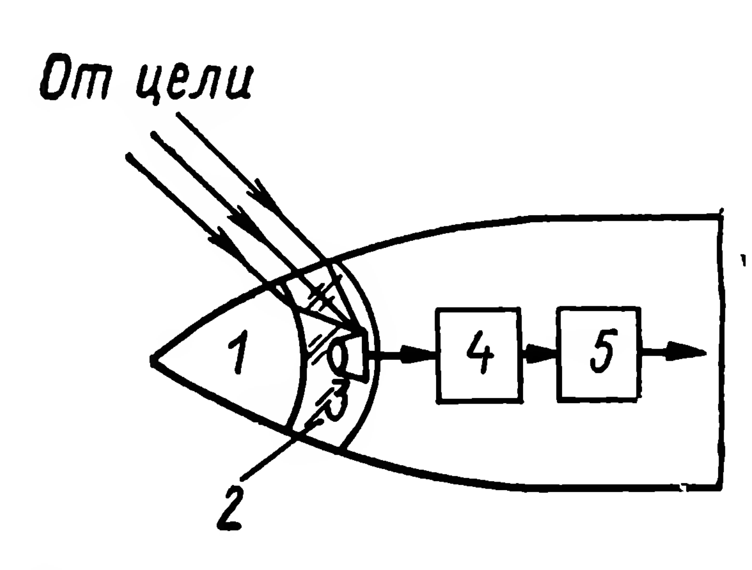


Рис. 12.3. Схема неконтактного взрывателя инфракрасного типа:

1 — обтекатель ракеты; *2* — оптическая система; *3* — приемник ИК-излучения; *4* — усилитель импульсов фототока; *5* — ПИМ

Конструктивной особенностью рассматриваемых взрывателей является наличие оптической системы и приемника ИК-излучения. Оптическая система взрывателя принимает лучистую энергию с определенных направлений. При этом обеспечивается согласование зоны чувствительности взрывателя и зоны поражения. Оно достигается применением линзовых систем, создающих круговой обзор и формирующих чувствительную зону в виде двойного конуса с вершиной в фокусе системы (рис. 12.3). Для уменьшения возможности попадания на чувствительный элемент приемника лучистого потока от посторонних источников и фона угол поля зрения выбирают небольшим. С этой целью устанавливают линзы с определенным фокусным расстоянием. Оптическую систему и приемник тепловой энергии устанавливают в головной части ракеты.

При попадании цели в поле зрения взрывателя лучистый поток, излучаемый ее элементами, поступает к линзе и фокусируется на чувствительный элемент. В качестве чувствительного элемента используют фото- или терморезисторы. Под действием лучистого потока сопротивление резистора уменьшается. В результате формируется импульс электрического тока, используемый в дальнейшем для подрыва боевого заряда.

Отмечают возможность применения оптических систем зеркального типа, устанавливаемых как в головной, так и в средней части корпуса ракеты. Лучистый поток от цели поступает в систему через светопрозрачные окна и концентрируется на чувствительном элементе приемника. Зеркальные оптические системы создают меньшие потери лучистой энергии, поэтому находят сравнительно широкое применение. Дальность действия оптических взрывателей составляет единицы и десятки метров, однако этого вполне достаточно, если учесть высокую точность наведения ракет и малую массу их боевого заряда.

13. ЗАЩИТА ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР ОТ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО И ОГНЕВОГО ПОДАВЛЕНИЯ

13.1. Виды помех и их воздействие на элементы системы управления

Классификация организованных радиоэлектронных помех производится по способу формирования, характеру воздействия, интенсивности воздействия, ширине спектра, структуре излучения [13, 24].

По способу формирования организованные помехи подразделяются на активные и пассивные. Активные помехи создаются специальными радиопередатчиками, которые генерируют электромагнитную энергию в диапазоне рабочих частот подавляемых радиоэлектронных средств. Пассивные помехи образуются в результате рассеивания электромагнитной энергии (отражения) различными искусственными отражателями.

По характеру воздействия они обеспечивают маскировку полезного сигнала или его имитацию.

По ширине спектра помехи классифицируются на прицельные, имеющие полосу частот, соизмеримую с полосой частот сигналов подавляемых РЭС, заградительные — при полосе частот, значительно превышающей спектры частот полезного сигнала. Диапазон заградительных по частоте помех может составлять сотни мегагерц.

По структуре излучения помехи бывают непрерывные и импульсные.

Активные помехи бывают немодулированные и модулированные. Немодулированные помехи в настоящее время имеют ограниченное применение. По способу модуляции высокочастотного сигнала различают помехи шумовые, импульсные Шумовые активные помехи образуются в результате модуляции колебаний генератора помех хаотическими шумами.

Воздействие помех проявляется в перегрузке приемного тракта, искажении формы и маскировке полезного сигнала на экране индикатора, а также в уменьшении отношения

мощности сигнала РС к мощности помехи на входе приемника подавляемого радиоэлектронного средства (РЭС).

В системах командного телеуправления помехи оказывают влияние на работу визиров цели и ракет, командную радиолинию и неконтактный взрыватель, в системах самонаведения — на пеленгатор цели головки самонаведения, неконтактный взрыватель, а также на радиолокатор подсвета цели (при полуактивном самонаведении).

Воздействие помех на визиры, координаторы цели и ракет проявляется в уменьшении дальности обнаружения и захвата цели (ракеты) на сопровождение, а в ряде случаев и в невозможности их обнаружения и сопровождения.

Вместе с этим влияние помех приводит к росту ошибок сопровождения цели (ракеты) и, как следствие, к уменьшению вероятности поражения цели.

В ЗРК иностранных армий сопровождение цели может осуществляться системами сопровождения по угловым координатам, дальности и радиальной составляющей скорости цели, ракеты — по угловым координатам и дальности. На функционирование перечисленных систем сопровождения могут оказывать влияние помехи.

Для определения угловых координат цели находят применение моноимпульсный метод мгновенной равносигнальной зоны и метод линейного сканирования диаграммы направленности антенны.

При сопровождении цели (ракеты) по методу мгновенной равносигнальной зоны воздействие помехи, создаваемой из одной точки пространства, не приводит к существенному возрастанию ошибки сопровождения, так как помехи оказывают одинаковое влияние на каналы приема при формировании разностного сигнала, характеризующего отклонение сопровождаемого объекта от равносигнального направления; влияние помехи нейтрализуется.

На угловые следящие системы с мгновенным равносигнальным направлением эффективно воздействуют электронные помехи, создаваемые из двух и более точек пространства, находящихся в пределах диаграммы направленности радиолокационного визира (пеленгатора ГСН).

В этом случае равносигнальное направление ориентируется на энергетический центр источников помех, вызывая возрастание ошибки сопровождения и наведения. Вместе с этим в системах самонаведения при определенном расстоянии до цели пеленгатор ГСН может разрешить и отслеживать один из источников помех, что приведет к резкому изменению положения равносигнального направления, к появлению значительной дополнительной ошибки наведения.

Воздействие помех на системы сопровождения, реализующие метод линейного сканирования диаграммы направленности, проявляется в флюктуации и искажении формы пачки

отраженных сигналов и, как следствие, в росте систематических и флюктуационных ошибок сопровождения или срыве сопровождения объекта.

Системам сопровождения по дальности могут создаваться шумовые и импульсные уводящие по дальности активные помехи.

Воздействие шумовой помехи проявляется в росте ошибок сопровождения или невозможности сопровождения цели (ракеты) по дальности (при значительном превышении мощности помехи над мощностью сигнала на входе приемной системы).

На системы сопровождения по скорости могут воздействовать шумовые и уводящие активные помехи.

Сильные шумовые помехи, перекрывающие доплеровский диапазон частот в сигнале цели, приводят к срыву ее сопровождения.

При действии полезного сигнала и помехи на входе частотного дискриминатора системы автоматического сопровождения цели по скорости (частоте Доплера), частоты и амплитуды которых различны, точка устойчивого сопровождения системы располагается между частотами помехи и полезного сигнала, имеющего большую амплитуду, поэтому при значительном превышении на входе дискриминатора мощности помехи мощности полезного сигнала и увеличении разности частот помехи и сигнала, следящая система перестраивается на сопровождение сигнала помехи с одновременным срывом сопровождения сигнала по частоте Доплера.

Командным радиолиниям управления могут быть созданы имитационные, шумовые и хаотические импульсные помехи, которые могут вызвать ложные срабатывания дешифратора, полное или частичное подавление и искажение команд управления.

Эффективность воздействия помех на командную радиолинию зависит от используемого метода модуляции помехи. Например, если помеха прицельна по модуляции, структура помехи выбирается такой, чтобы создавался сигнал, являющийся искаженной копией передаваемой команды управления. В этом случае становится возможным излучение кодовых посылок, несущих ложную информацию и приводящих к срыву наведения ракеты на цель.

Активные и пассивные помехи могут привести к преждевременному срабатыванию радиовзрывателя, что может исключить поражение цели.

При обстреле постановщика помех в результате нарушения согласования области срабатывания радиовзрывателя и области поражения цели может быть значительно снижена вероятность его поражения.

Эффективное функционирование рассмотренных радиоэлектронных средств (РЭС), входящих в состав системы уп-

равления ракетой, в условиях маскирующих помех достигается, если

$$P_c K_п \geqslant P_п, \qquad (13.1)$$

где $K_п$ — коэффициент подавления, равный минимально допустимому отношению $P_п/P_с$, при котором еще обеспечивается функционирование радиоэлектронного средства (визир цели, ракеты, командная радиолиния управления, радиовзрыватель).

Мощность помехи $P_п$ с равномерным спектром шириной $\Delta f_{пп}$ на входе приемника в пределах полосы пропускания его линейной части $\Delta f_{пр}$ при условии, что $\Delta f_{пп} \geqslant \Delta f_{пр}$, определяется по формуле

$$P_п = \frac{P_{пп} G_{пп} \gamma_п \lambda_{пх}^2 \Delta f_{пр}}{(4\pi)^2 D_{пп}^2 \Delta f_п} F(\beta, \varepsilon) G_{пр}, \qquad (13.2)$$

где $P_{пп}$ — мощность передатчика помех;
$G_{пп}$ — коэффициент усиления антенны станции помех в направлении на приемник подавляемого радиоэлектронного средства (РЭС);
$\gamma_п$ — коэффициент несовпадения поляризации помехового и полезного сигналов;
$\lambda_{пх}$ — длина волны помехи;
$\Delta f_{пр}$ — полоса пропускания приемного тракта подавляемого РЭС;
$D_{пп}$ — дальность между постановщиком помех и подавляемым РЭС;
$F(\beta, \varepsilon)$ — значение нормированной диаграммы направленности приемной антенны подавляемого РЭС. При постановке помехи на самоприкрытие $F(\beta, \varepsilon) = 1$, дальность до цели $Д_ц$ равна $Д_{пп}$;
β, ε — углы отклонения направления приема сигнала помехи от направления максимума основного лепестка диаграммы направленности антенны РЭС в азимутальной и угломестной плоскостях соответственно.

Мощность сигнала на входе приемника радиолокационного визира определяется выражением

$$P_c = \frac{P_{пер} G_1 G_{пр} \lambda^2 \sigma_ц}{64\pi^3 D_ц^4}, \qquad (13.3)$$

где $P_{пер}$ — мощность передатчика визира цели;
G_1 — коэффициент усиления передающей антенны визира;
$G_{пр}$ — коэффициент усиления приемной антенны визира цели;
λ — длина волны зондирующего сигнала;
$\sigma_ц$ — эффективная отражающая поверхность цели.

Мощность сигнала на входе приемника визира ракеты (командной радиолинии управления) находится по формуле

$$P_{\text{ср}} = \frac{P_{\text{отв (рпк)}} G_{\text{отв (рпк)}} G'_{\text{пр}} \lambda^2}{16\pi^2 D^2_{0\ (\text{рпк})}}, \tag{13.4}$$

где $P_{\text{отв (рпк)}}$ — мощность ответчика ракеты (передатчика команд управления);

$G_{\text{отв (рпк)}}$ — коэффициент усиления антенны ответчика (передатчика команд управления);

$G'_{\text{пр}}$ — коэффициент усиления приемной антенны визира ракеты (приемника КРУ);

$D_{0\ (\text{рпк})}$ — дальность между ответчиком ракеты (передатчиком команд управления) и приемником сигналов ответчика ракеты (приемником команд управления).

Требуемое значение $K_{\text{п}}$ зависит от вида помехи, используемого сигнала, а также от допустимой ошибки сопровождения.

Анализ выражений (13.1), (13.2), (13.3), (13.4) показывает, что эффективность функционирования радиоэлектронных средств, входящих в состав системы управления полетом ЗУР, зависит, во-первых, от технических характеристик подавляемых РЭС ($P_{\text{пер}}$, $P_{\text{отв}}$, $G_{\text{отв (рпк)}}$), во-вторых, от возможностей противника по постановке помех ($P_{\text{пп}}$, $G_{\text{пп}}$, $\Delta f_{\text{пп}}$), в-третьих, от характеристики цели ($\sigma_{\text{ц}}$) и способа постановки помех (постановка помех самоприкрытия, постановка помех по боковым лепесткам диаграммы направленности антенны подавляемого РЭС из зон барражирования и т. д.).

13.2. Способы защиты РЭС от активных помех

Защита РЭС системы управления ракетой от активных помех базируется на различии исходных уровней мощности сигнала и помехи, учете отличий в параметрах полезного сигнала и помехи (спектра, амплитуды, длительности, частоты посылок, направлений их прихода, поляризации, положений фазового фронта в месте приема и т. д.).

Возможность функционирования системы управления в условиях помех достигается благодаря реализации конструктивных решений, учитывающих рассмотренные выше отличия параметров сигнала и помехи.

В этой связи все технические решения, обеспечивающие эффективное функционирование системы управления в условиях помех, можно разделить на три группы.

К первой группе относятся способы повышения энергии сигнала (силовая борьба).

Ко второй — технические решения, препятствующие попаданию помех на вход приемника:

пространственная селекция, обеспечиваемая сужением диаграммы направленности антенны, а также уменьшением уровня боковых лепестков;

поляризационная селекция, базирующаяся на использовании различий в поляризационной структуре сигнала и помехи;

частотная селекция, основанная на различии несущей частоты сигнала и помехи.

Третью группу конструктивных решений составляют схемные решения, обеспечивающие защиту от помех, уже попавших в приемное устройство. К ним относятся:

устройства, предотвращающие перегрузку приемного тракта;

схемы, обеспечивающие накопления сигнала;

схемы защиты, основанные на различиях в структуре полезного сигнала и помех (спектральные различия, амплитудные, различия по длительности, частоте повторения сигнала и помехи);

схемы, обеспечивающие компенсацию помех, принятых боковыми лепестками диаграммы направленности антенны.

Повышение энергии сигнала. Анализ выражений (13.1), (13.2), (13.3), (13.4) показывает, что высокая помехозащищенность системы управления полетом ЗУР может быть достигнута в результате повышения мощности зондирующего сигнала и уменьшения полосы пропускания приемного устройства.

Для увеличения энергии сигнала при заданной мощности излучения $P_{прд}$ целесообразно увеличивать длительность сигнала, так как в этом случае обратно пропорционально уменьшается потребная полоса пропускания приемника $\Delta f_{пр}$ и, как результат, мощность помехи, а чтобы при увеличении длительности импульса не происходило ухудшение разрешающей способности по дальности, принятый сигнал подвергают сжатию при помощи оптимального фильтра. При этом энергия в импульсе, равная произведению мощности передатчика $P_{прд}$ на длительность зондирующего импульса $\tau_и$, сохраняется, что и приводит к увеличению мощности сигнала на выходе фильтра, а разрешающая способность, определяемая длительностью сжатого импульса, улучшается.

Пространственная селекция достигается уменьшением ширины главного лепестка диаграммы направленности антенны и уровня боковых лепестков. Передающие антенны, формирующие узконаправленную диаграмму направленности, обеспечивают получение большого усиления (G_1), высокой разрешающей способности и помехозащищенности системы управления.

При приеме сигнала и помехи степень их усиления приемной антенной определяется направлением их приема. Если сигнал и помеха принимаются с одного направления, то они усиливаются в одинаковой степени. Если же направления приема сигнала и помехи не совпадают (например, помеха принимается боковыми лепестками диаграммы направленности антенны), то низкий уровень боковых лепестков обеспечивает снижение $P_п$ на входе приемника.

Уменьшение уровня боковых лепестков достигается рациональным распределением амплитуд и фаз электромагнитного поля в раскрыве антенны, уменьшением сектора обзора при применении фазированных антенных решеток, увеличением точности изготовления антенн.

Поляризационная селекция основана на различии в ориентации электрических векторов электромагнитных полей сигнала $E_с$ и помехи $E_п$.

Максимальное ослабление помехи достигается в случае, если плоскости поляризации сигнала и помехи ортогональны или векторы $\vec{E}_с$ и $\vec{E}_п$ вращаются в противоположных направлениях ($\gamma=0$).

Поляризационным селектором будет любой антенно-фидерный тракт РЭС, поляризация которого согласована с поляризацией полезных сигналов. Поэтому если вектор $\vec{E}_п$ имеет неизменную ориентацию, то изменением параметров поляризации полезного сигнала можно значительно снизить $P_п$, не уменьшая мощности сигнала.

Например, капли тумана, дождя имеют сферическую форму, и при отражении от них электромагнитных волн с круговой поляризацией происходит изменение лишь направления вращения вектора поля без изменения вида поляризации [24]. Поэтому если отраженные от капель тумана и дождя электромагнитные волны поступают на вход антенны, рассчитанной на прием сигнала с противоположным направлением вращения вектора поля, то совершенно очевидно, что мешающий сигнал на вход приемной системы не поступит.

При отражении электромагнитных волн круговой поляризации от целей со сложной конфигурацией (самолеты, вертолеты и т. д.) поляризация преобразуется в эллиптическую. Волна с эллиптической поляризацией может быть представлена в виде суммы двух волн круговой поляризации с противоположным направлением вращения. Следовательно, одна из этих волн, которая согласована с антенной по направлению поляризации, будет принята, и сигнал поступит на вход приемной системы.

Таким образом, мешающие отражения от капель дождя и тумана подавляются в большей степени, чем отраженный сигнал от цели, что приводит к увеличению отношения мощ-

ности сигнала и мощности помехи на выходе антенной системы.

Метод поляризационной селекции может найти применение также для защиты систем управления от активных помех, если настраивать антенну на подавление активных помех в зависимости от характера ее поляризации.

Для подавления помех может быть использован поляризационный фильтр (сетка из параллельных металлических пластин или проволок, которые устанавливаются в раскрыве антенны). Фильтр устанавливается так, чтобы плоскости пластин были ориентированы параллельно вектору $\vec{E}_п$ и перпендикулярно вектору $\vec{E}_с$. В этом случае помехи подавляются, а сигнал пропускается.

Частотная селекция основана на использовании избирательных свойств элементов приемного тракта. Помеха может нарушить функционирование приемного тракта только при ее попадании в полосу пропускания приемника. В этой связи для выделения сигнала из помех может быть использована перестройка частоты зондирующего сигнала с одновременным изменением параметров приемного тракта.

Одним из эффективных способов перестройки является изменение частоты излучаемых колебаний от импульса к импульсу в хаотической последовательности в результате умножения частоты маломощных кварцевых генераторов, формирующих зондирующий сигнал, перестройки магнетронов [24].

Обеспечение частотной селекции может быть достигнуто применением многоканальных РЭС, каналы которых работают на разнесенных частотах.

Для подавления узкополосных помех могут использоваться режекторные фильтры, которые из полосы пропускания приемника вырезают участок, в котором находится помеха [27].

Предотвращение перегрузки приемного тракта. Способы защиты от маскирующих активных помех оказываются достаточно эффективными только в том случае, если не происходит подавления сигнала из-за перегрузки приемника, обусловленной ограниченностью динамического диапазона приемного тракта.

При перегрузке приемник перестает реагировать на изменение амплитуды входного сигнала.

Перегрузка может наблюдаться в любой части приемника, но, как правило, перегружаются последние каскады УПЧ.

Исключить или уменьшить перегрузку приемника можно автоматической регулировкой мощностей сигнала и помехи, поступающих на вход приемника.

Борьба с перегрузками приемного тракта обеспечивается применением схем мгновенной автоматической регулировки

усиления (МАРУ), логарифмических усилителей промежуточной частоты, временнóй автоматической регулировки усиления (ВАРУ).

МАРУ обеспечивает сохранение неизменным коэффициента усиления приемника при приеме кратковременных полезных сигналов и уменьшает его при приеме мощных длительных помех.

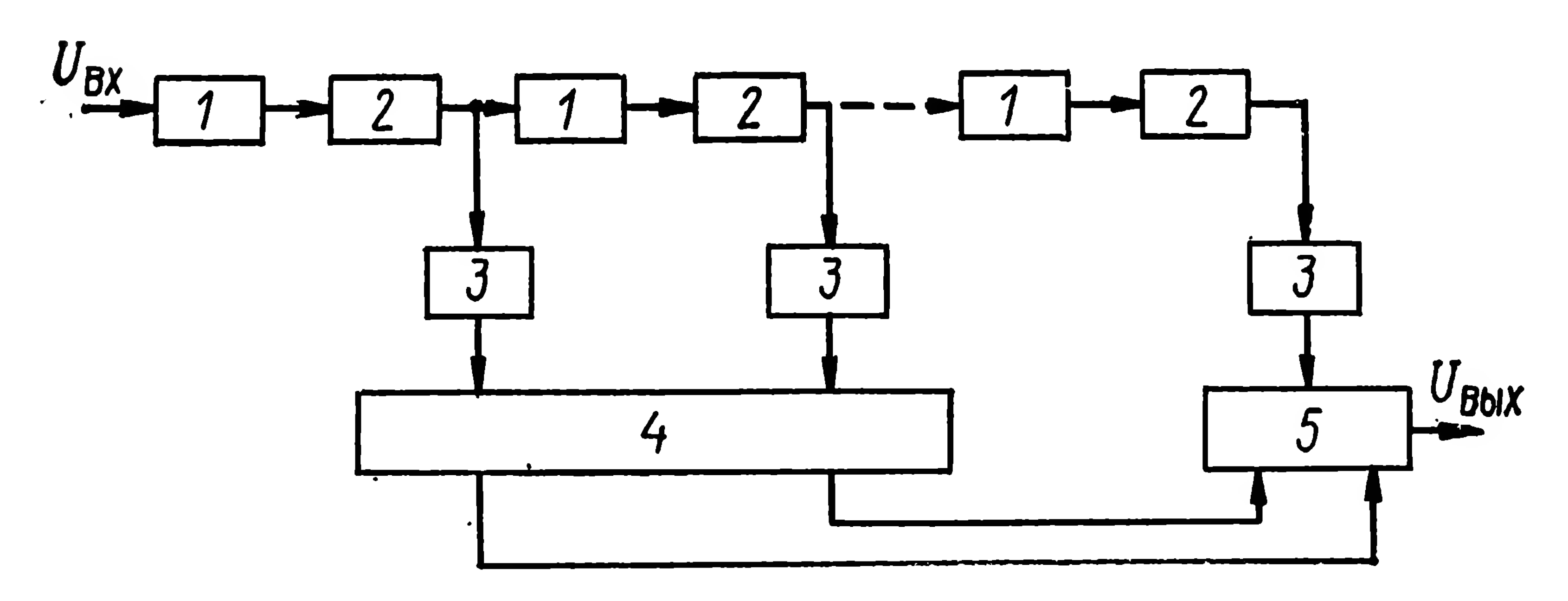


Рис. 13.1. Структурная схема логарифмического приемника:
1 — усилитель; *2* — ограничитель; *3* — детектор; *4* — линия задержки; *5* — сумматор

Процесс регулирования в схемах МАРУ может считаться практически мгновенным, так как длительность переходных процессов значительно меньше длительности принимаемых сигналов.

Принцип действия схем МАРУ основан на автоматическом изменении эквивалентного сопротивления нагрузки регулируемых каскадов приемника.

Приемник с логарифмическими УПЧ имеет линейную амплитудную характеристику при приеме слабых сигналов и логарифмическую при усилении мощных сигналов, что достигается применением обратной связи, подачей отрицательного напряжения на усилитель с переменной крутизной, шунтированием анодных нагрузок нелинейным элементом (диодом) и другими методами.

На рис. 13.1 показана одна из возможных схем логарифмического приемника с последовательным включением каскадов, в состав которой входит *n* усилительных каскадов. Выходное напряжение каждого каскада ограничивается отдельным ограничителем *2* с идентичным уровнем ограничения и детектируется детектором *3*. Видеоимпульсы с выходов подаются на линию задержки, включенную между соседними каскадами, обеспечивают задержку, равную времени запаздывания сигнала при обработке в каскаде. С выхода линии

задержки сигналы подаются на сумматор 5, суммарное напряжение которого равно

$$U_{вых}=\sum_{j=1}^{n} U_{вых\ j},$$

где $U_{вых\ j}$ — напряжение на выходе j-й ячейки.

В результате применения рассмотренной схемы удается получить зависимость выходного напряжения приемника от входного, близкую к логарифмической, и тем самым исключить перегрузку приемного тракта при поступлении на его вход мощной помехи и обеспечить усиление сигнала.

Временнáя автоматическая регулировка усиления (ВАРУ) исключает перегрузку приемного тракта при поступлении на его вход мощных импульсов, отраженных от ближайших объектов, так как схема ВАРУ обеспечивает работу приемника при уменьшенном коэффициенте усиления в течение нескольких микросекунд после излучения каждого зондирующего импульса.

Для снижения эффективности помех, попавших на вход приемника, осуществляющего прием серии периодических или непрерывных сигналов, может производиться их **накопление**.

Этот способ повышения отношения сигнал/помеха базируется на различии статистических характеристик сигналов и помех и, как правило, эффективен при постановке активных шумовых помех.

Накопление сигналов обеспечивается сумматорами или интеграторами.

После суммирования сигнала и помехи в течение заданного интервала времени $T_н$ производится сравнение полученного суммарного сигнала с пороговым, при превышении которого выдается решение о наличии сигнала.

Время накопления (наблюдения) $T_н$ выбирается с учетом необходимости выявления статистических различий сигнала и помехи и допустимого изменения параметров сигнала, отраженного от цели, или передаваемой информации. Накопление импульсных сигналов улучшает отношение мощностей сигнала и широкополосной шумовой помехи на выходе приемника в несколько раз по сравнению с аналогичным отношением на его входе [24].

Накопление сигналов может вестись до или после детектирования. В качестве накопителей применяют линии задержки, интегрирующие устройства и т. д.

В связи с развитием цифровой техники, микроминиатюризации применяются не только аналоговые, но и дискретные (цифровые) накопители.

Разновидностью способа накопления является дублирование, при котором один и тот же сигнал передается k раз. Указанный способ может применяться в КРУ.

Принятые радиоприемником сигналы проходят через ограничитель снизу и передаются на счетчик импульсов.

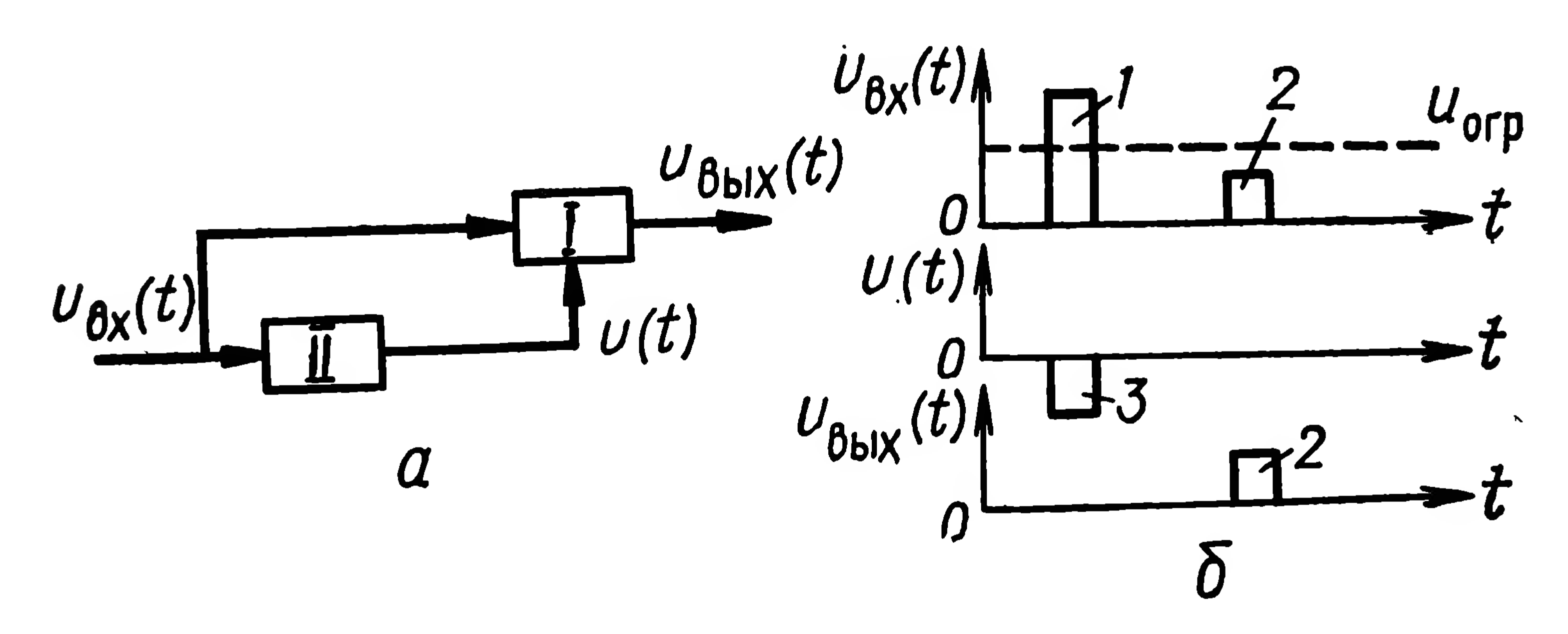


Рис. 13.2. Амплитудный ограничитель:
а — структурная схема; *б* — эпюры напряжений, поясняющие работу ограничителя; *1* — помеха; *2* — сигнал; *3* — запирающий импульс

С выхода счетчика сигнал выдается на исполнительный элемент только при условии, что зарегистрировано $n_и$ импульсов из k ($n_и < k$). Дублирование бывает временное и частотное. При временно́м дублировании сигналы, несущие одну и ту же информацию, во времени передаются последовательно. Характерным для частотного дублирования является одновременная передача одной и той же информации с помощью различных поднесущих колебаний.

Амплитудная селекция сигнала при постановке импульсных помех основана на различии их амплитуд. Работа большинства схем защиты РЭС от сильных импульсных помех основывается на запирании приемника в момент поступления на его вход помехи (рис. 13.2, *а*).

Принятый сигнал $U_{вх}(t)$ одновременно поступает на каскад совпадения I и на амплитудный ограничитель II. Если сигнал помехи превышает уровень ограничения (рис. 13.2, *б*) амплитудного селектора, ограничитель формирует отрицательный импульс $U(t)$, который подается на второй вход каскада совпадения, обеспечивая его запирание, в итоге помеха на выход приемника не поступает.

Полезный сигнал, не превышающий по амплитуде уровень ограничения, открывает каскад совпадения и проходит на выход приемника.

Временна́я селекция основана на различии длительности, момента прихода и частоты следования импульсных сигналов и помех.

Селекция по длительности импульсов обеспечивает защиту от импульсных помех, отличающихся по

длительности от полезных сигналов. Сущность функционирования типового селектора по длительности импульсов (рис. 13.3) состоит в следующем [25].

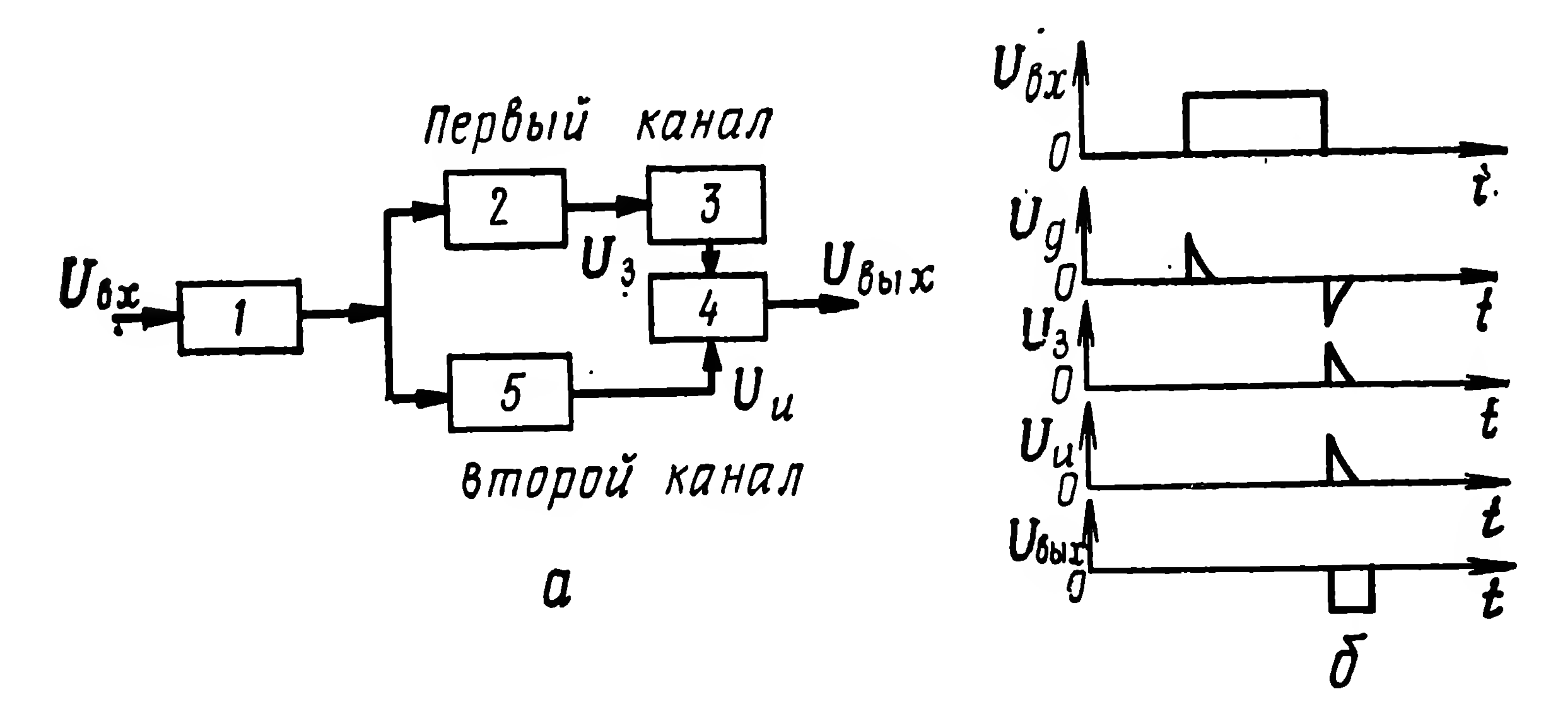


Рис. 13.3. Селектор сигнала по длительности:

а — структурная схема; *1* — дифференцирующая цепочка; *2* — катодный повторитель; *3* — линия задержки; *4* — каскад совпадения; *5* — инвертор; *б* — эпюры напряжений

Принятый сигнал $U_{вх}$ длительностью $\tau_и$ с выхода видеоусилителя приемника поступает на дифференцирующую цепочку *RC*. После дифференцирования сигнала формируются импульсы положительной и отрицательной полярности, которые, пройдя первый и второй каналы, подаются на каскад совпадения.

Пройдя первый канал, импульсы с выхода цепочки *RC* поступают на катодный повторитель *2*, который пропускает только положительные импульсы, соответствующие переднему фронту входного сигнала. Далее положительный импульс с выхода катодного повторителя задерживается в линии задержки *3* на время, равное длительности импульса полезного сигнала $\tau_и$. Задержанный положительный импульс $U_з$ подается на один из входов каскада совпадения *4*.

Второй канал, состоящий из инвертора *5*, осуществляет изменение полярности выходных коротких импульсов цепочки *RC*. Отрицательный импульс, поступивший с дифференцирующей цепочки во второй канал, меняет полярность и подается на второй вход каскада совпадения *4*. При подаче на вход селектора импульсов полезного сигнала на первом и втором входах каскада совпадения *4* одновременно действуют положительные импульсы. В результате на выходе каскада совпадения формируется импульс $U_{вых}$. Если же на вход селектора подаются импульсы помехи, длительность которых отличается от длительности полезного сигнала, то из-за несовпадения моментов появления положительных импульсов на первом и втором входах каскада совпадения его выходное напряжение будет равно нулю.

Селекция сигнала по времени реализуется следящими системами сопровождения по дальности, которые обеспечивают не только автоматическое слежение по дальности, но и селекцию полезного сигнала по дальности благодаря подаче селекторных импульсов, связанных с положением стробов сопровождения следящей системы, на вход приемника.

Селекция сигнала по частоте следования импульсов позволяет снизить воздействие многократных несинхронных ответных помех.

Простейший селектор полезного сигнала по частоте следования импульсов состоит из каскада совпадения и линии задержки. Линия задержки задерживает входные сигналы на время $t_{л.\,з}$, равное периоду повторения полезных сигналов $T_с$.

На выходе каскада совпадения формируется сигнал при условии одновременного действия на его входах положительных импульсов. Указанное условие будет выполняться только при приеме полезных сигналов, так как в этом случае на один из выходов селектора подается входной сигнал не задержанный, а на другой — задержанный на $T_с$.

При приеме несинхронной импульсной помехи период следования посылок помехи $T_п \neq t_{л.\,з}$, поэтому сигнал на выходе селектора будет равен нулю.

В ряде случаев искусственное различие между полезным сигналом и помехой создается в результате их **кодирования**. В простейшем случае полезный сигнал передается в виде группы импульсов, разделенных между собой заданными заранее интервалами времени. В приемном устройстве устанавливается декодирующее устройство, на выходе которого появляются только сигналы, имеющие заданные интервалы между импульсами. Кодирование сигнала приводит к повышению помехозащищенности, так как вероятность создания противником комбинации импульсов помехи, аналогичной сигнальной, мала. Группа импульсов в коде обычно состоит из 2—4 импульсов, так как дальнейшее увеличение их числа усложняет конструкцию как кодирующего, так и декодирующего устройства.

Кодирование может осуществляться также по числу импульсов в коде, длительности импульсов и т. д.

Компенсация помех, принятых боковыми лепестками диаграммы направленности антенны, заключается в том, что из совокупности полезного сигнала и помехи вычитается помеха, которая принимается по другому каналу, что приводит к значительному повышению отношения мощности сигнала к мощности помехи на выходе схемы компенсации.

Если сигнал, принимаемый дополнительной всенаправленной (компенсационной) антенной, компенсирует сигнал, приходящий по боковым лепесткам диаграммы направленности основной антенны после детектора, то такая компенсация на-

зывается **некогерентной**. Компенсация же, осуществляемая на высокой или промежуточной частоте, называется **когерентной**.

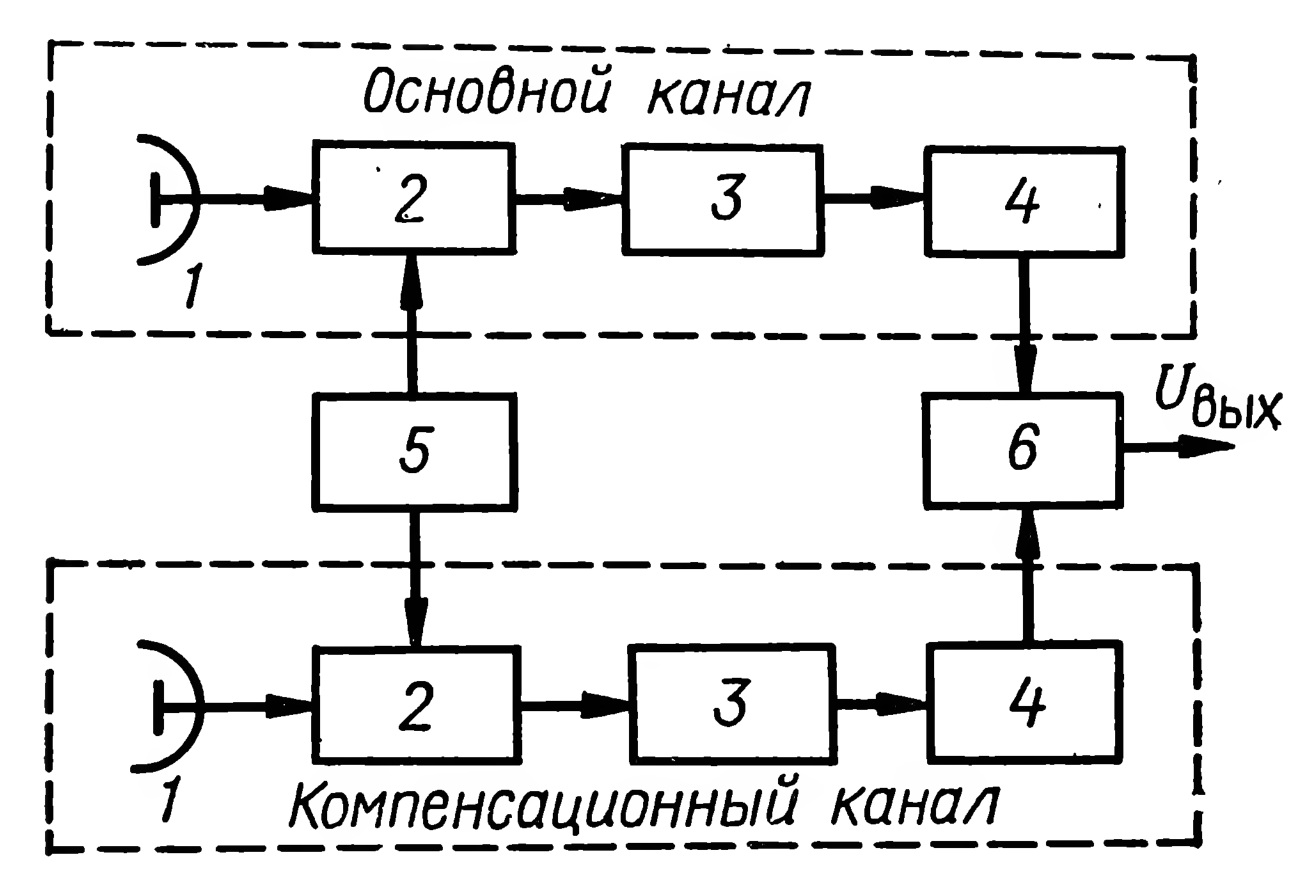


Рис. 13.4. Упрощенная схема компенсатора помех:

1 — антенна; *2* — смеситель; *3* — усилитель промежуточной частоты; *4* — детектор; *5* — местный гетеродин; *6* — вычитающее устройство

Простейшая схема некогерентной компенсации помех (рис. 13.4) состоит из двух каналов: основного и компенсационного.

Каждый из каналов включает в себя антенну *1*, смеситель *2*, усилитель промежуточной частоты *3*, детектор 4. Вместе с этим в состав схемы компенсации входят местный гетеродин *5*, вычитающее устройство *6*.

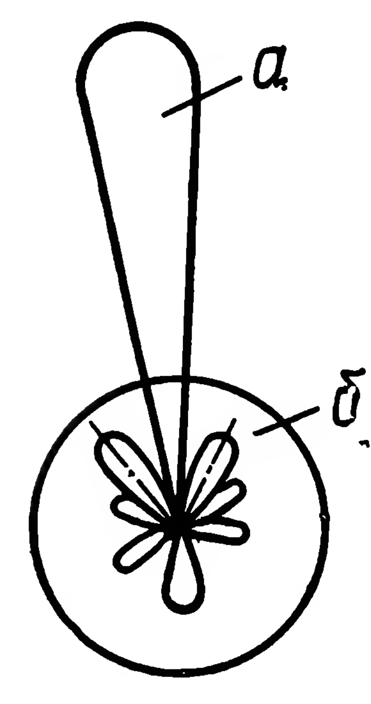


Рис. 13.5. Диаграммы направленности антенны основного (*а*) и компенсационного (*б*) каналов

Величина коэффициента усиления антенны компенсационного канала (рис. 13.5, *б*) выбирается равной или немного большей, чем коэффициент усиления наибольшего из боковых лепестков основного канала (рис. 13.5, *а*). В результате этого сигналы, принимаемые компенсационной антенной, всегда будут больше сигналов, принимаемых боковыми лепестками антенны основного канала.

Сигналы, принятые антеннами основного и компенсационного каналов, преобразуются, усиливаются и детектируются соответствующими УПЧ и детекторами. В качестве УПЧ могут использоваться логарифмические усилители. С выходов детекторов основного и компенсационных каналов сигналы, принятые основной и компенсационной антеннами, подаются

на вычитающее устройство. В результате радиопомехи, принимаемые по боковым лепесткам диаграммы направленности основной антенны, в вычитающем устройстве компенсируются. Компенсация будет эффективной в том случае, если напряжения на выходе детектора основного и компенсационных каналов будут формироваться одновременно и иметь одинаковые длительности.

В радиолокационных визирах с ФАР в качестве компенсационных антенн используются отдельные элементы решетки [24, 41].

13.3. Защита радиолокационных визиров цели от пассивных помех

Системы защиты радиолокационных визиров цели от пассивных помех основаны на использовании различия в скорости перемещения пассивных помех (отражателей) и цели, так как при облучении движущихся целей происходит изменение структуры отраженного сигнала по сравнению с сигналом, отраженным от пассивных помех (частота, ширина спектра сигнала, период посылок, длительность импульса).

В радиовизирах цели, работающих в непрерывном режиме, исключение влияния пассивных помех может быть достигнуто постановкой в приемном устройстве режекторных фильтров, область режекции которых совпадает со спектром сигнала, отраженного от пассивных помех, при этом спектр сигнала, отраженный от движущейся цели, оказывается вне области режекции [24].

В радиовизирах цели, работающих в импульсном режиме, могут использоваться и другие различия. В частности, при зондировании цели последовательностью коротких радиоимпульсов каждая составляющая спектра той же последовательности радиоимпульсов, отраженных от приближающейся цели, будет иметь частоту

$$f_{\text{к}v} = f_{\text{к}}\left(1 + \frac{2V_{\text{цр}}}{c}\right) = f_{\text{к}} + F_{\text{Д}}, \qquad (13.5)$$

где $f_{\text{к}}$ — гармоника спектра радиоимпульсов передатчика;
$V_{\text{цр}}$ — радиальная составляющая скорости цели;
c — скорость распространения электромагнитных волн;
$F_{\text{Д}}$ — частота Доплера.

Частотный интервал между соседними гармониками спектра отраженного сигнала F_{Δ}

$$F_{\Delta} = F_{\text{п}}\left(1 + \frac{2V_{\text{цр}}}{c}\right), \qquad (13.6)$$

где $F_{\text{п}}$ — частота посылок зондирующих радиоимпульсов.

Таким образом, спектр сигнала от движущейся цели сдвигается в сторону бóльших частот.

Частотный интервал между центральной частотой и первым нулем спектра отраженной последовательности радиоимпульсов длительностью $\tau_и$ составляет $\frac{1}{\tau_д}\left(1+\frac{2V_{цр}}{c}\right)$, т. е. спектр отраженного сигнала от движущейся цели расширяется.

Вместе с этим происходит изменение и периода следования отраженных импульсов в результате непосредственного движения цели, приближающейся (или удаляющейся) за период повторения $T_п$ на расстояние $\Delta D = V_{цр}\, T_п$, что соответствует изменению времени запаздывания на величину

$$\Delta t_з = \Delta T_п = \frac{2\Delta D}{c} = T_п \frac{2V_{цр}}{c}. \tag{13.7}$$

Наконец, отраженные импульсы имеют меньшую длительность по сравнению с зондирующим, так как деформация спектра приводит к деформации сигнала по временной оси на величину $\Delta\tau_и$, где

$$\Delta\tau_и = -\frac{2V_{цр}}{c}.$$

Если цель удаляется от радиолокатора, то все изменения параметров сигнала будут иметь обратный знак.

Для селекции движущихся целей (СДЦ) на фоне помех принципиально можно использовать любые из рассмотренных отличий отраженного сигнала, обусловленные радиальной составляющей скорости цели.

Однако относительное изменение частоты и длительности импульса настолько мало, что их непосредственное измерение затруднено.

Селекция движущихся целей на фоне помех производится по изменению периода следования отраженных импульсов.

Однако в связи с тем что численное изменение промежутка между импульсами, обусловленное радиальной скоростью, невелико, например, для $T_п = 10^{-3}$ с и $V_{цр} = 150$ м/с оно составляет 10^{-9} с, то деформацию сигнала можно заметить лишь по изменению фазы колебаний высокой частоты принимаемого сигнала от импульса к импульсу.

Это различие фиксируется фазометрическим способом.

Если расстояние до цели от импульса к импульсу остается неизменным ($V_{цр} = 0$), то сдвиг фаз между высокочастотными колебаниями излучаемого и принимаемого сигналов будет оставаться постоянным.

Если цель движется равномерно, то дальность до цели за период посылок $T_п$ зондирующих импульсов изменится на ве-

личину $\Delta D = V_{\text{цр}} T_{\text{п}}$, а изменение фазы отраженного сигнала за это же время составит

$$\Delta\varphi = 2\pi \frac{2\Delta D}{\lambda} = 2\pi \frac{2V_{\text{цр}}}{\lambda} T_{\text{п}}, \qquad (13.8)$$

где λ — длина волны зондирующего сигнала.

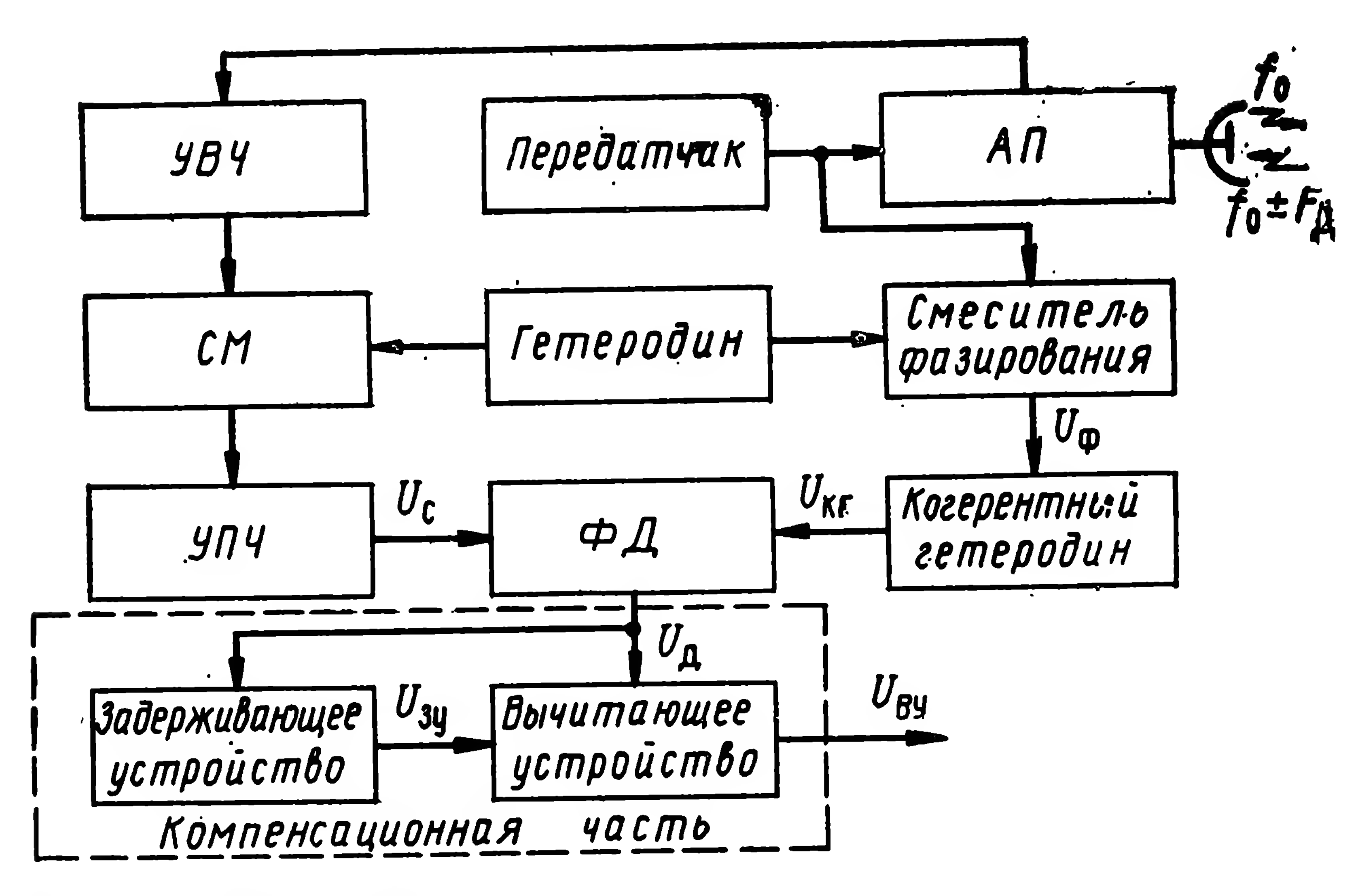


Рис. 13.6. Функциональная схема системы селекции движущихся целей с внутренней когерентностью

Величина $2V_{\text{цр}}/\lambda$, имеющая размерность частоты, численно равна разности между несущими частотами зондирующего и отраженного сигналов и называется частотой Доплера.

Таким образом, фаза сигналов, отраженных от цели, совершающей полет с радиальной скоростью, отличной от нуля, изменяется на величину, зависящую от радиальной скорости цели, длины волны и частоты посылок зондирующих импульсов локатора.

Чтобы определить фазовые изменения отраженных сигналов (для последующей селекции движущихся целей по данному признаку), необходимо располагать опорным напряжением, фаза которого принимается за эталон. В качестве эталонного может использоваться либо синусоидальное напряжение специального генератора, входящего в состав системы СДЦ (система СДЦ с внутренней когерентностью), либо сигнал, отраженный неподвижным объектом (система СДЦ с внешней когерентностью).

Один из возможных вариантов структурной схемы системы СДЦ с внутренней когерентностью показан на рис. 13.6.

В связи с тем что построение стабильного генератора на несущей частоте визира цели и сравнение фаз на высокой частоте вызывают ряд технических трудностей, генератор опорного напряжения работает и фазируется на промежуточной частоте и называется **когерентным гетеродином**, а опорное напряжение $U_{кг}$ — когерентным.

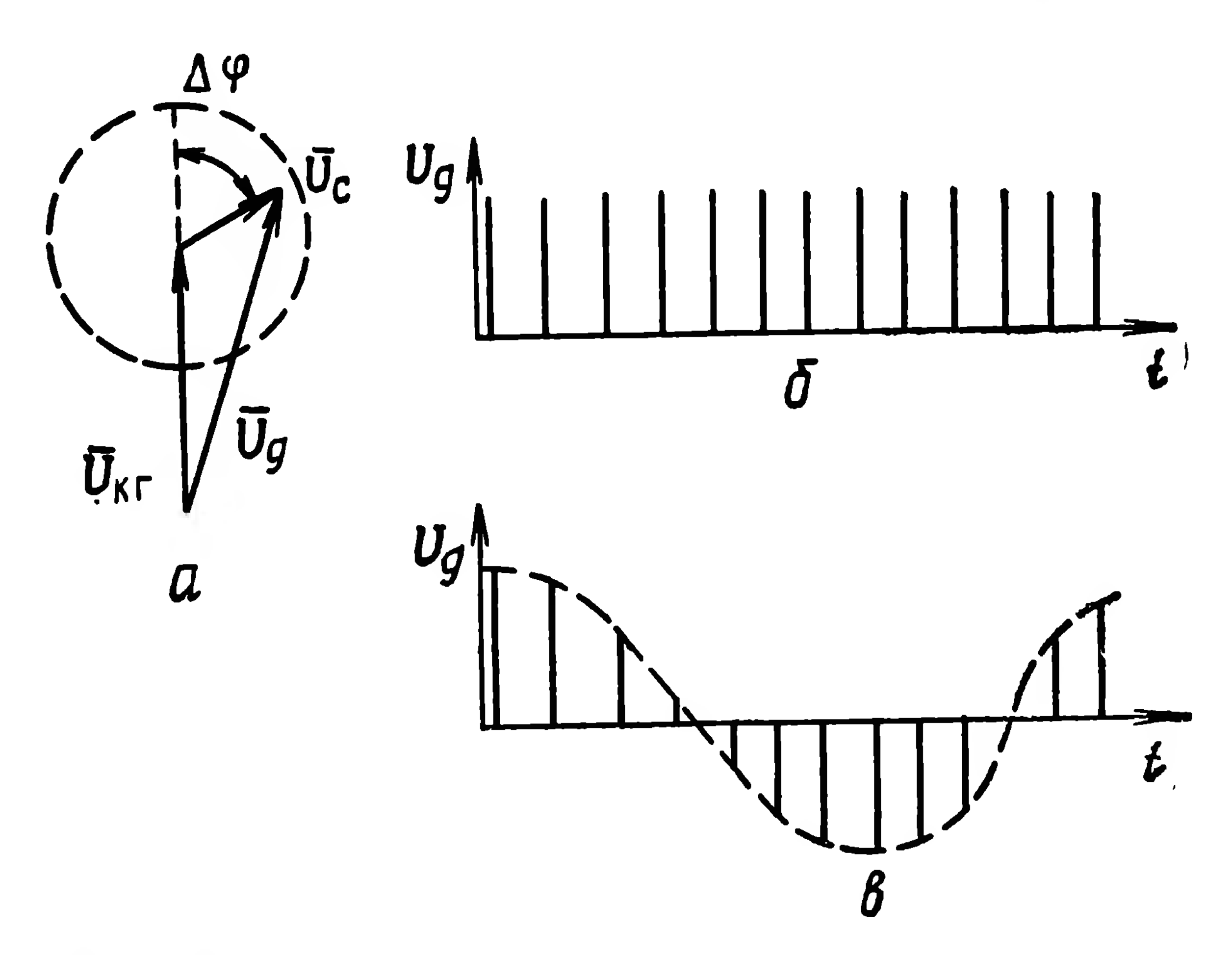


Рис. 13.7. Характер изменения напряжения на выходе ФД:

а — векторная диаграмма; *б* — напряжение на выходе ФД при приеме сигнала от неподвижной цели; *в* — сигнал от движущейся цели

Сигналы, формируемые передатчиком визира, одновременно подаются на антенну и на вход смесителя фазирующего импульса. Импульсное напряжение промежуточной частоты, фаза которого жестко связана с фазой зондирующего импульса, с выхода смесителя фазирующего импульса $U_ф$ подается на когерентный гетеродин, навязывая его колебаниям фазу высокочастотных колебаний передатчика, обеспечивая тем самым эталонность фазы опорного напряжения.

Отраженные импульсы, имеющие частоту $f_0 \pm F_Д$, усиливаются усилителем высокой частоты и попадают на смеситель сигнала, на выходе которого формируется напряжение $f_{пч} \pm F_Д$. Фаза отраженного сигнала U_c сравнивается с фазой частоты когерентного гетеродина $U_{кг}$ на фазовом детекторе.

Фазовый детектор, реагируя на изменение модуля геометрической суммы напряжений отраженного сигнала и когерентного гетеродина (рис. 13.7, *а*), осуществляет преобразование фазовых изменений отраженного сигнала $\Delta\varphi = 2\pi \frac{2V_{цр}}{\lambda} T_п$ в амплитудные. При использовании фазометрического метода различие между движущейся и неподвижной

целью заключается в том, что напряжение на выходе фазового детектора для неподвижных целей будет неизменным от импульса к импульсу (рис. 13.7, *б*), а для движущихся целей будет изменяться от периода к периоду (рис. 13.7, *в*).

Если фаза отраженного сигнала относительно когерентного за период посылок изменяется на четное число π, то амплитуда импульсов на выходе фазового детектора не меняется.

Радиальные скорости цели и частоты Доплера, при которых наблюдается это явление, называются «слепыми».

$$V_{\text{цр сл}} = \kappa \frac{\lambda}{2T_{\text{п}}}. \qquad (13.9)$$

«Слепая» скорость опасна тем, что сигналы от цели, обладающей такой скоростью, так же как и сигнал от местного предмета, подавляются. Как следует из выражения (13.9), «слепые» скорости зависят как от λ, так и от $T_{\text{п}}$.

Уменьшение влияния «слепых» скоростей на работу радиолокационного визира достигается изменением периода повторения зондирующих импульсов.

С выхода фазового детектора импульсы, промодулированные по амплитуде (при приеме сигналов от подвижных объектов), или последовательность импульсов постоянной амплитуды (при приеме сигналов от неподвижных объектов) поступают на компенсационную часть системы СДЦ, которая служит для подавления пачек импульсов постоянной или медленно изменяющейся амплитуды (сигналы от местных предметов или дипольных отражателей) и сохранения пачек импульсов с существенно изменяющейся амплитудой (сигналы, отраженные от подвижных целей).

Простейшая компенсационная часть содержит задерживающее устройство и вычитающее устройство.

Импульсные сигналы с фазового детектора проходят на один из выходов вычитающего устройства без задержки, а на другой — с задержкой на период посылок $T_{\text{п}}$. Если сигналы приняты от пассивных помех, то вычитающим устройством будут скомпенсированы практически все импульсы, останутся нескомпенсированными только первый и последний импульсы пачки отраженных импульсов (рис. 13.8).

При приеме сигналов от движущейся цели в результате вычитания из незадержанной пачки импульсов задержанной на время $T_{\text{п}}$ на выходе вычитающего устройства формируются импульсы, амплитуда которых отлична от нуля.

В зависимости от построения и принципа работы компенсационной части системы СДЦ классифицируются по числу ступеней череспериодного вычитания и по типу применяемого устройства задержки. По числу ступеней вычитания системы СДЦ подразделяются на системы с однократным,

трехкратным и четырехкратным череспериодным вычитанием.

В качестве устройств задержки могут применяться ультразвуковые линии задержки, потенциалоскопы и т. д.

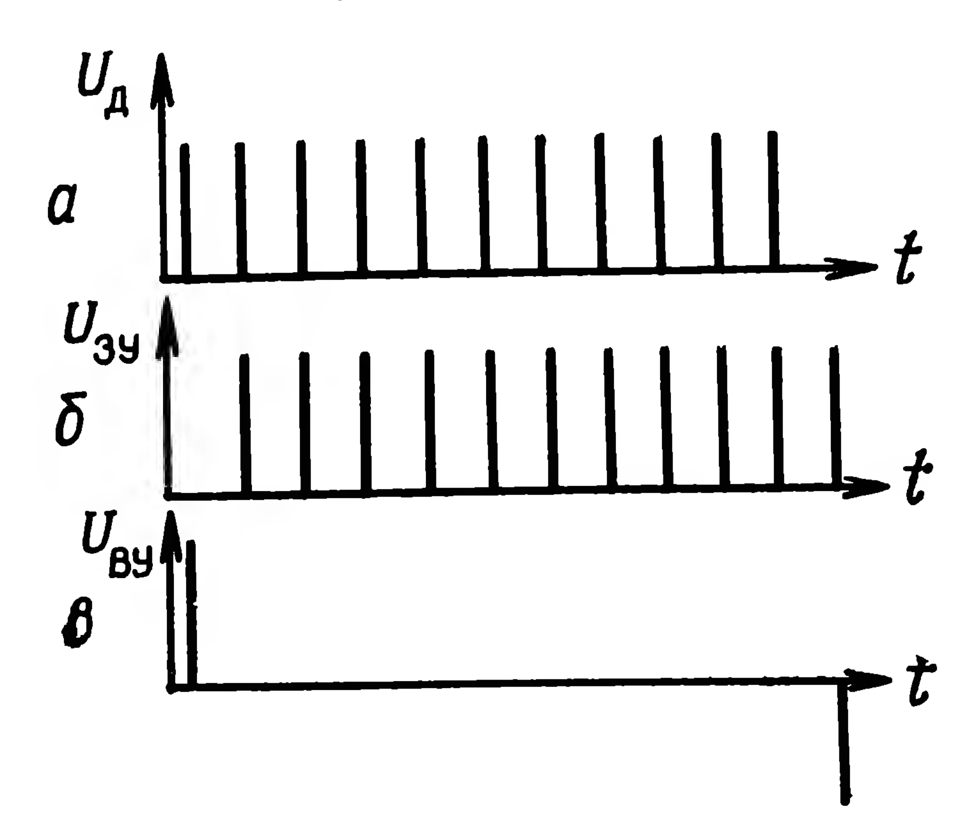


Рис. 13.8. Эпюры напряжений на входах и выходе вычитающего устройства при приеме сигналов от пассивных помех:

а — сигналы, принятые от пассивных помех; *б* — задержанный на один период посылок сигнал от пассивных помех; *в* — сигнал на выходе вычитающего устройства

Для селекции движущихся целей на фоне отражений от поверхности земли и местных предметов могут быть использованы методы распознавания образов, базирующиеся на теории статистических решений. В частности, карты помех записываются в памяти ЦВМ (РЛС «Флексар» ЗРК «Усовершенствованный Хок»).

В связи с тем что после обработки в ЦВМ распределение амплитуд сигналов, отраженных от местных предметов, отличается от распределения амплитуд сигналов, отраженных от движущихся целей, появляется возможность их селекции.

13.4. Защита РЭС ЗРК от самонаводящихся на источник излучения снарядов

Одним из направлений, снижающих эффективность боевого применения ЗУР, является огневое подавление элементов системы управления полетом ЗУР самонаводящимися на источник излучения снарядами (ракетами). К этим элементам относятся прежде всего средства, излучающие электромагнитную или тепловую энергию. В частности, источниками электромагнитной энергии являются радиолокационные визиры цели, станции подсвета цели в системах полуактивного самонаведения, дизельные электростанции и т. д.

Нормальное функционирование системы управления ЗУР при применении самонаводящихся на источник излучения ракет может быть обеспечено, если будет исключено поражение ее элементов, поэтому при функционировании системы управления ЗУР должны быть предусмотрены конструктивные и организационные решения, снижающие вероятность ее поражения. Эти решения направлены либо на предотвращение пуска самонаводящейся ракеты, либо на нарушение процесса ее самонаведения [3].

В свою очередь предотвращение пуска и нарушение процесса самонаведения противорадиолокационной ракеты (ПРР) могут быть достигнуты в результате уменьшения информации об объекте самонаведения и смещения относительно его точки наведения ПРР.

Сущность решений, обеспечивающих уменьшение информации об объекте самонаведения, связана с повышением энергетической и временнóй скрытности. Энергетическая скрытность достигается уменьшением уровня излучения, временнáя — времени излучения радиолокационного визира, радиопередатчика команд, запросчика, визира ракеты.

Повышение энергетической скрытности системы управления достигается:

уменьшением уровня бокового и фонового излучения;

применением лазерных и оптических визиров для сопровождения целей и ракет;

ухудшением отражающих свойств объектов самонаведения;

использованием специальных радиопоглощающих покрытий для уменьшения отражений от объектов самонаведения (при наведении активных или полуактивных ПРР).

Конструктивные решения, обеспечивающие временнýю скрытность, являются эффективными при применении ПРР с пассивной головкой самонаведения. Наиболее общим способом, обеспечивающим временнýю скрытность, является регламентация времени излучения [3]. При регламентации времени излучения выход в эфир производится на минимально необходимое для выполнения боевой задачи время.

Кроме того, временнáя скрытность достигается в результате работы визира в режиме прерывистого излучения. Защита от ПРР будет тем эффективнее, чем меньше время излучения и больше пауза между излучениями. Увеличение продолжительности паузы приводит к росту предпускового времени ПРР и увеличению ошибок наведения ПРР на излучающий элемент системы управления полетом ЗУР.

При применении ПРР с узкополосными пассивными ГСН эффективным решением, обеспечивающим защиту от ПРР, может оказаться смена рабочих частот в диапазоне, превышающем ширину полосы пропускания приемника ПРР.

Уменьшение вероятности поражения элементов системы управления может быть достигнуто смещением точки наведения от объекта самонаведения в результате использования дополнительного (ложного) источника излучения или различных переотражателей, удаленных на некоторое расстояние от защищаемого элемента [3].

Удаление дополнительного источника излучения выбирается из условия непоражения защищаемого элемента системы управления полетом ЗУР при попадании ПРР в дополнительный источник.

В результате облучения пассивной ГСН ПРР двух разнесенных точек наведения ПРР (в зависимости от характеристик защищаемого объекта и дополнительного источника излучения) попадает либо в дополнительный источник излучения, либо в фиктивную точку.

Защита самонаводящихся ракет с тепловыми ГСН может обеспечиваться в результате использования дополнительных нагретых предметов, костров и т. д.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бухман А. А., Корневич Г. Б., Шокальский А. А. Вычислительные машины, их ремонт и обслуживание. — М.: Высшая школа, 1977.

2. Виницкий А. С. Модулированные фильтры и следящий прием ЧМ сигналов. — М.: Сов. радио, 1969.

3. Волжин А. Н., Сизов Ю. Г. Борьба с самонаводящимися ракетами. — М.: Воениздат, 1983.

4. Гитис Э. И., Данилович Г. А., Самойленко В. И. Техническая кибернетика. — М.: Сов. радио, 1968.

5. Гречинский Д. А., Рыгалин В. Г. Приборы приема и обработки информации в оптическом диапазоне. — М.: Знание, 1970.

6. Гуткин Л. С., Пестряков В. Б., Типугин В. Н. Радиоуправление. — М.: Сов. радио, 1970.

7. Демидов В. П., Кутыев Н. Ш. Аппаратура управления полетом ЗУР. — М.: Воениздат, 1978.

8. Демидов В. П. Земля — воздух. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1973.

9. Дмитревский А. А., Лысенко Л. Н. Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1978.

10. Дымова А. И., Альбац М. Е., Бонч-Бруевич А. М. Радиотехнические системы/Под ред. А. И. Дымовой. — М.: Сов. радио, 1975.

11. Каган Б. М. Электронные вычислительные машины и системы. — М.: Энергия, 1979.

12. Кисель С. П. Физические основы аэродинамики ракет. — М.: Воениздат, 1976.

13. Климович Е. С. Радиопомехи зенитным комплексам. — М.: Воениздат, 1973.

14. Князьков В. С., Рожков В. В. Боевые ракеты. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1977.

15. Колесников И. С. Движение ракет. — М.: Машиностроение, 1980.

16. Криксунов Л. З., Усольцев И. Ф. Инфракрасные системы. — М.: Сов. радио, 1968.

17. Кринецкий Е. Н. Системы самонаведения. — М.: Машиностроение, 1970.

18. Лебедев А. А., Карабанов В. А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1965.

19. Леонов А. И., Фомичев К. И. Моноимпульсная радиолокация. — М.: Радио и связь, 1984.

20. Локальные войны: История и современность/Под ред. генерала армии И. Е. Шаврова. — М.: Воениздат, 1981.

21. Максимов И. В., Горгонов Г. И. Радиоуправление ракетами. — М.: Сов. радио, 1964.

22. Неупокоев Ф. К. Стрельба зенитными ракетами. — М.: Воениздат, 1980.

23. Основы радиоуправления/Под ред. В. А. Венцеля и В. Н. Типугина. — М.: Сов. радио, 1973.

24. Палий А. А. Радиоэлектронная борьба. — М.: Воениздат, 1981.
25. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления. — М.: Машиностроение, 1972.
26. Справочник офицера противовоздушной обороны. — М.: Воениздат, 1987.
27. Справочник по основам радиолокационной техники. — М.: Воениздат, 1967.
28. Федорков Б. Г., Телец В. А., Дегтяренко В. П. Микроэлектронные цифроаналоговые и аналого-цифровые преобразователи. — М.: Радио и связь, 1984.
29. Федоров Б. Ф. Лазеры и их применение. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1973.
30. Чембровский О. А., Топчиев Ю. И., Самойлович Г. А. Общие принципы проектирования систем управления. — М.: Машиностроение, 1972.
31. Шаталов А. С., Топчеев Ю. И., Кондратьев В. С. Летательные аппараты как объекты управления. — М.: Машиностроение, 1972.
32. Шигин А. Г. Цифровые вычислительные машины. — М.: Энергия, 1971.
33. Ширман Д. Д., Манжос В. Н. Теория и техника обработки радиолокационной информации на фоне помех. — М.: Радио и связь, 1981.
34. Correll G. T. Air Defense from the ground up. Air Force Magazine. July. 1983. V. 66. N 7. P. 37—43.
35. Зарубежное военное обозрение. 1980—1986.
36. Новости зарубежной науки и техники. 1985.
37. Авиация и космонавтика. 1980—1986.
38. Военная техника (Болгария). 1980, № 7.
39. Техника и вооружение. 1980, № 2.
40. Советская военная энциклопедия. — М.: Воениздат, 1977, т. 3.
41. Military Technology 10/84. P. 33—50.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Настоящий указатель адресует читателя только к тем страницам книги, где можно найти справку по существу рубрики или подрубрики.

Все рубрики, которые трудно искать из-за нехарактерности начального слова, сгруппированы в гнезда в качестве подрубрик легко находимой рубрики. Инверсия применена только для случаев, когда прямой порядок слов затруднил бы поиск.

Л

М

Н

О

П

Р

С

ОГЛАВЛЕНИЕ

Научно-популярное издание

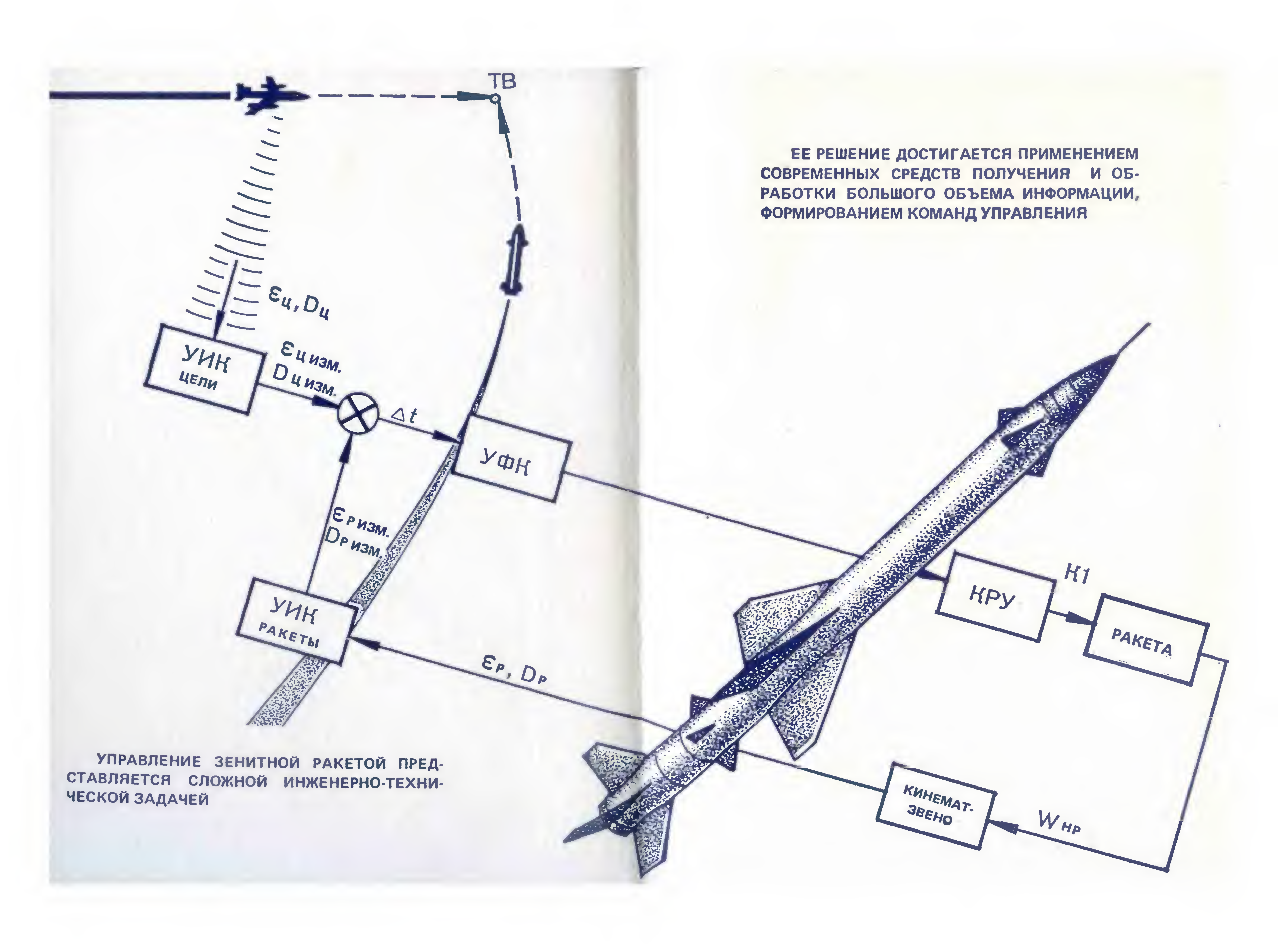
Вениамин Павлович Демидов
Набиулла Шакирович Кутыев

УПРАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ

Редактор (литературный) *И. И. Матвеева*
Художник *А. В. Курбачевский*
Художественный редактор *В. Д. Лысков*
Технический редактор *Н. С. Шуршалова*
Корректор *Н. А. Коркуданова*
ИБ № 3244

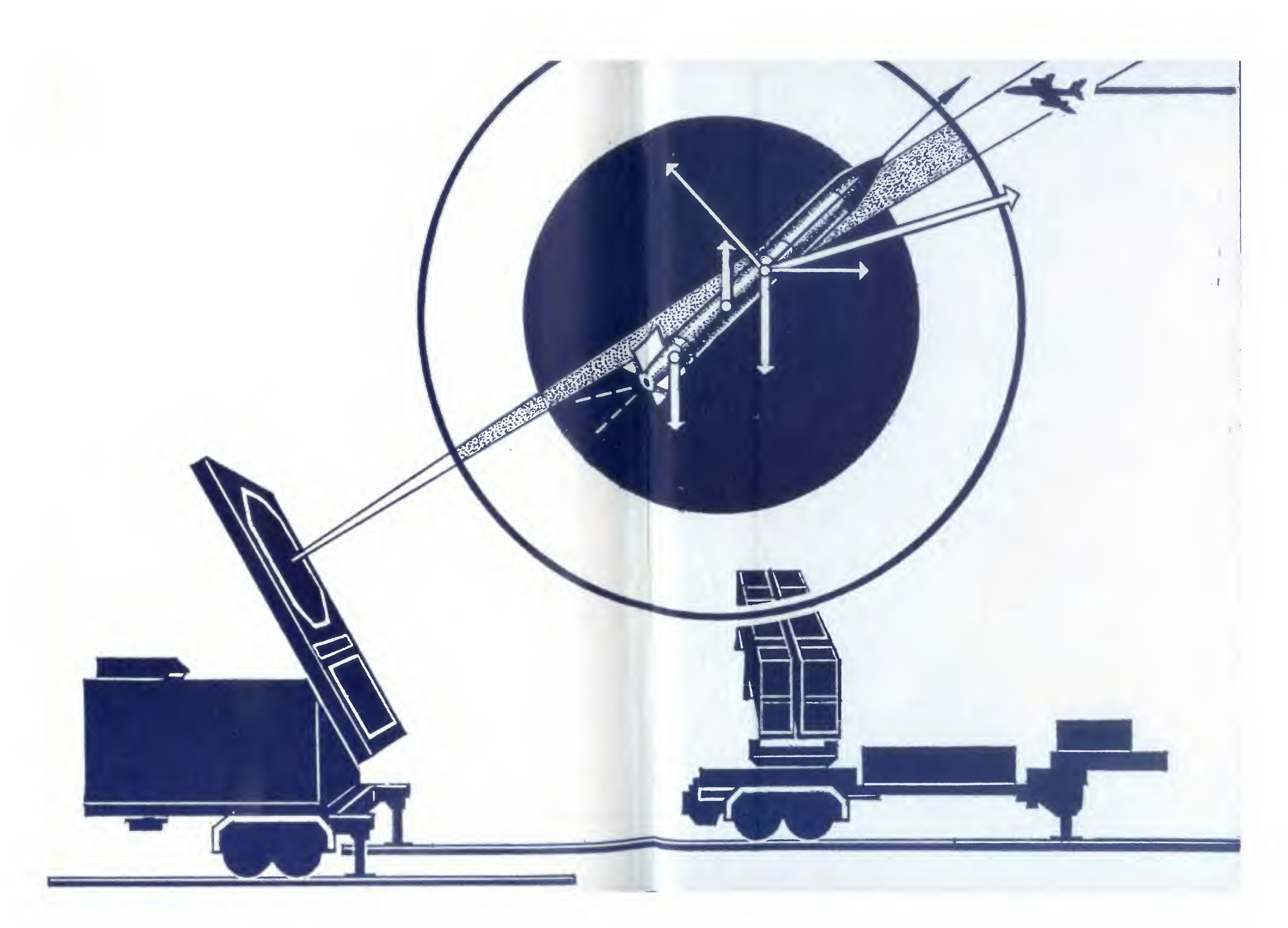
Сдано в набор 11.08.87. Подписано в печать 16.05.88. Г-19938
Формат 60×90/16. Бумага тип. № 1. Гарн. литерат.
Печать высокая. Печ. л. 21. Усл. печ. л. 21. Уч.-изд. л. 20,09. Усл. кр.-отт. 21,22
Тираж 14 000 экз. Изд. № 13/2729 Зак. 219 Цена 1 р. 40 к.

Воениздат, 103160, Москва, К-160
2-я типография Воениздата
191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10



ЕЕ РЕШЕНИЕ ДОСТИГАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ СРЕДСТВ ПОЛУЧЕНИЯ И ОБРАБОТКИ БОЛЬШОГО ОБЪЕМА ИНФОРМАЦИИ, ФОРМИРОВАНИЕМ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ

УПРАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТОЙ ПРЕДСТАВЛЯЕТСЯ СЛОЖНОЙ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ЗАДАЧЕЙ



В. П. ДЕМИДОВ, Н. Ш. КУТЫЕВ



УПРАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ